

4. PREPARACION Y REALIZACION DE ENSAYOS EN EL COHETE DE SONDEO TEXUS-10.

4. PREPARACION Y REALIZACION DE ENSAYOS EN EL COHETE DE SONDEO TEXUS-10.

4.1. INTRODUCCION.

Los cohetes de sondeo brindan una oportunidad excepcional para realizar experimentos en gravedad reducida. Esta posibilidad viene siendo ampliamente utilizada tanto para efectuar investigaciones con fin en sí mismas como para preparar experimentos más complejos a realizar finalmente en otros vehículos menos accesibles y de tiempo de interacción más prolongado.

En nuestro caso se combinan ambos aspectos. Se trata de estudiar un fenómeno asociado a la formación de un puente líquido, la inyección y extracción del líquido, pasos éstos requeridos en la experimentación con zonas flotantes para el estudio de cualquier fenómeno, y que pueden ocupar una parte significativa del tiempo total disponible (y muy limitado) en el espacio. En concreto, se pretende determinar la máxima velocidad de inyección en el puente líquido.

La propuesta original fue presentada a la Agencia Espacial Europea (ESA) en octubre de 1981 (ver Apéndice 1). Como la propuesta requería el desarrollo de un nuevo aparato (los existentes hasta entonces sólo permitían manejar puentes líquidos de un centímetro) permaneció en situación de espera hasta que, en Junio de 1983, la ESA decidió desarrollarlo y programar el primer vuelo para la campaña TEXUS 9/10 en Mayo de 1984 (ver Apéndice 2).

El aparato, llamado "Célula para Columnas Líquidas" (Liquid Column Cell, LCC), ha sido desarrollado y construido por la

empresa alemana ERNO dentro del programa de microgravedad de la ESA, atendiendo a las especificaciones y requisitos marcados en este primer experimento (Apéndice 3).

La presentación del objetivo del experimento a los constructores y la exposición de la idea básica del aparato tuvieron lugar en sendas reuniones el 25 de Enero y el 2 de Junio de 1983, ambas en Bremen (Alemania). El diseño de la LCC quedó ultimado en una nueva reunión entre los experimentadores y personal de ERNO en Madrid, el 27 de Junio de 1983. El paso siguiente fue la Revisión Crítica del Diseño (Critical Design Review, CDR) que tuvo lugar en Trauen (Alemania), el 23 de Enero de 1984, donde se discutieron los resultados de los primeros ensayos de verificación realizados por el fabricante y se definieron los ensayos en tierra requeridos por los experimentadores así como los datos a registrar durante la realización del experimento en vuelo.

Las características de la LCC fueron comprobadas por los experimentadores durante las sesiones de ensayos en tierra realizadas en Trauen los días 13 y 14 de Febrero de 1984, con el equipo soporte de ERNO. Todavía no ha sido posible para los experimentadores realizar una serie completa de ensayos con la LCC en su laboratorio, a pesar de las gestiones realizadas, aunque ya se tiene una promesa formal de la ESA en tal sentido para después del segundo vuelo.

La reunión para la Revisión de la Puesta a Punto para el Vuelo (Flight Readiness Review, FRR) tuvo lugar el 15 de Marzo de 1984, determinándose en ella los problemas a resolver antes del vuelo.

El lanzamiento del cohete TEXUS 10, donde iba instalada la LCC, tuvo lugar el 15 de Mayo de 1984. Posteriormente, los experimentadores recibieron las películas tomadas y los datos grabados durante el experimento. Aunque la calidad de las primeras y la correlación temporal de los segundos parece satisfactoria (lo que fue un problema grave presentado en los experimentos en el SPACELAB), desgraciadamente, debido a una excesiva elevación de la presión en el depósito de líquido, el motor no fue capaz de actuar el dispositivo, no produciéndose los movimientos programados.

El calendario de actividades del proyecto TEXUS 10 se muestra en el Apéndice 4.

Debido al mal funcionamiento del experimento, responsabilidad del fabricante, se va a repetir el vuelo de la LCC en la campaña TEXUS 11/12, en el año 1985 (ver Apéndice 5), habiendo sido ya admitida esta nueva por la ESA.

4.2. LA CELULA PARA COLUMNAS LIQUIDAS (LCC)

La LCC es un aparato para el manejo de líquidos y ha sido diseñado para realizar experimentos con columnas líquidas largas en microgravedad, tanto en plataformas espaciales, como en simulación de baño neutro en tierra.

La LCC consiste en un cuerpo cilíndrico principal, de 0.45 m de alto y 0.15 m de diámetro, con un peso aproximado de 10 kg, y de un equipo externo, dependiente de la misión, para visualización y acondicionamiento de señal. En la Fig 1 se muestra una vista

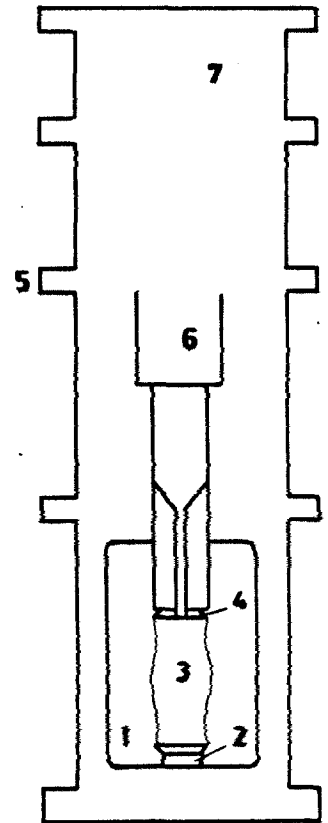


Fig 1. La Célula para Columnas Líquidas (LCC). a) Fotografía de la LCC en configuración de trabajo sobre una mesa (se puede apreciar la columna líquida formada). b) Esquema de la LCC:

1. Cámara de ensayo.
2. Disco fijo.
3. Columna líquida.
4. Disco de inyección.
5. Conectores de presión, temperatura y llenado de líquido.
6. Jeringa.
7. Motor de la jeringa.

esquemática y una fotografía de la LCC. En el Apéndice 3 se muestran los planos detallados.

4.2.1 Operación en tierra

La LCC puede ser manejada en tierra como un aparato experimental sin soporte especial exterior alguno, como se muestra en la fotografía de la Fig 1. Si no se necesita ninguna otra información que la visual, todo lo que se requiere es un simple conector eléctrico para alimentar el motor. Por lo tanto, la simplicidad del transporte facilita a los investigadores el poder realizar ensayos tan completos como sean necesarios en su propio laboratorio.

El modelo de vuelo es también capaz de proporcionar soporte para los experimentos en flotabilidad neutra, requisito que se deriva de las lecciones aprendidas con el Módulo de Física de Fluidos (Fluid Physics Module, FPM), en el cual realizar este tipo de experimentos es bastante complicado por la restricción del fabricante al mojado de las paredes de la cámara de ensayos. La cámara de ensayos de la LCC ha sido diseñada para poder estar en contacto con líquidos, así como para ser fácilmente desmontable para su limpieza. Todas las partes expuestas deben resistir al deterioro por las posibles salpicaduras o desparramamientos de líquidos.

4.2.2. Manejo de líquidos

En la LCC pueden formarse puentes líquidos de hasta 100 mm de longitud. La inyección se consigue mediante el desplazamiento de

un pistón hueco, cuyo diámetro interior es 20 mm, dentro de una jeringa cuya sección equivalente tiene 30 mm de diámetro.

Para el primer vuelo se han empleado discos de 30 mm de diámetro. El disco de inyección montado en el pistón dispone de un orificio de 6 mm de diámetro, al cual llega el líquido después de atravesar una contracción cuyo fin es uniformizar el flujo de fluido.

Los soportes sólidos para el líquido pueden ser de hasta 60 mm de diámetro.

El conjunto de inyección puede desplazarse hasta una separación de 100 mm, a velocidades comprendidas entre 0 y 20 mm/s. En el primer vuelo, como los discos son de igual diámetro que la jeringa, la cantidad de líquido inyectada es la apropiada para que el puente líquido tenga en todo momento un volumen cilíndrico.

Añadiendo una jeringa auxiliar, se puede realizar inyección de líquido independientemente del movimiento del disco, como en las sesiones experimentales realizadas en Trauen.

4.2.3. Visualización.

Las ventanas de la cámara de ensayo, dos opuestas de 120 x 180 mm y una lateral de 120 x 40 mm, proporcionan un amplio acceso visual a la cámara de ensayos.

El sistema de visualización (externo a la LCC) para el primer vuelo se muestra en la Fig 3. Una matriz de 7 x 5 lámparas de 5 W proporciona una iluminación uniforme de 140 x 90 mm. Una cámara de 16 mm, con un cartucho de película de 60 m, graba los 6 minu-

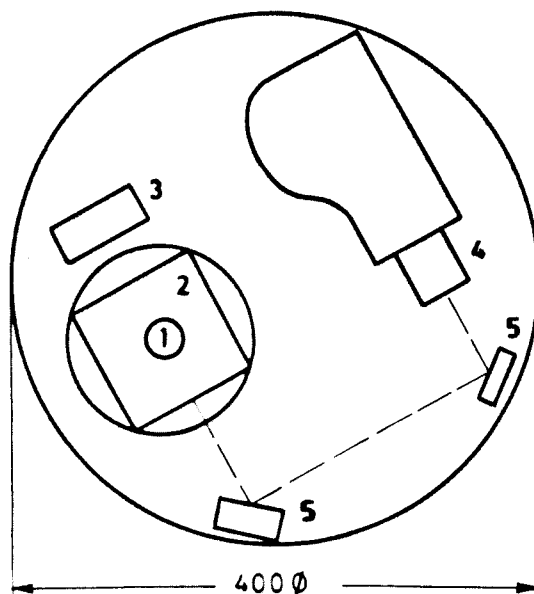
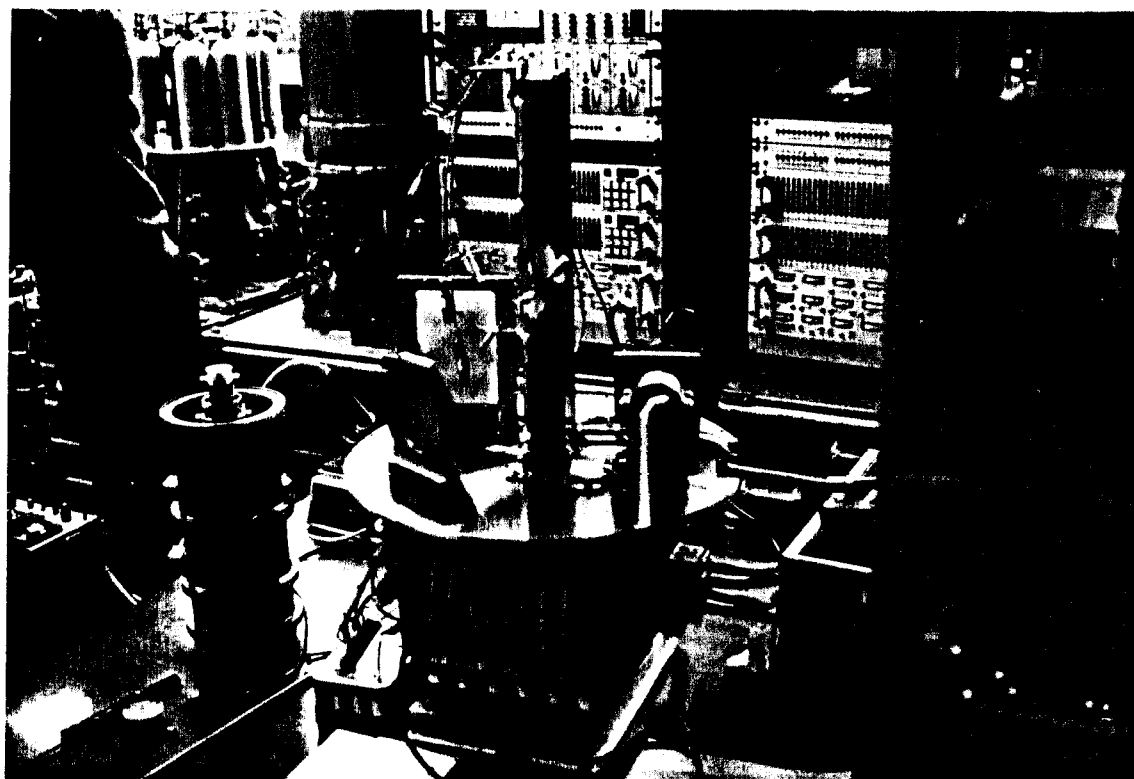


Fig 2. Sistema de visualización usado en el TEXUS 10. la Célula para Columnas Líquidas aparece desmontada en la fotografía para que se vea mejor el sistema de iluminación. La plataforma circular es la estándar de 400 mm del TEXUS, y en su parte inferior se aprecia el equipo eléctrico.

1. Sección transversal de la columna líquida.
2. Cámara de ensayo.
3. Panel de luz (5 x 7 bombillas de 5 W).
4. Cámara de cine de 16 mm con cartucho de 60 m.
5. Espejos.

tos completos de duración del experimento en microgravedad. En cada imagen se graba, además, una señal de tiempo.

En la ventana más próxima a la entrada de luz se sitúa una rejilla milimetrada para facilitar el tratamiento posterior de las imágenes. La distancia desde el eje de la zona al plano de la película es 0.475 m, algo superior a la del FPM (0.4 m). La escala de la imagen es 1:11. La cámara es una Photosonic 7400 f, filmando a una velocidad de 20 fps con un objetivo de 35 mm y apertura de diafragma $f = 2.8$.

En el vuelo TEXUS 10, la LCC va montada en el módulo TEM 06-9, que ha sido compartido en esta ocasión con otro aparato, colocado al lado de la LCC tal como se muestra en el Apéndice 3, destinado al estudio de las soluciones iónicas cerca del punto crítico, el cual contribuyó al fallo del motor de la LCC (Turner, CERL, Reino Unido).

4.2.4. Datos disponibles.

Aunque por el carácter del experimento, la fuente principal de información es el conjunto de las imágenes filmadas, existen diversas señales eléctricas proporcionadas por la LCC con el objeto de medir los diferentes parámetros que se indican en la Tabla 1.

Todas las señales del experimento, más el nivel de microgravedad (suministrado por los acelerómetros instalados en el cohete) son transmitidos a tierra durante el vuelo. Estos datos, junto con los gráficos correspondientes y copias de la película

Tabla 1. Señales disponibles en la LCC

	<u>Rango</u>	<u>Precisión</u>
Posición del disco de inyección, L [mm]	0 a 100	± 0.1
Velocidad del disco de inyección, L [mm.s ⁻¹]	0 a 20	± 0.1
Presión del líquido en el depósito, P_r [kPa]	0 a 500	± 0.1
Presión en la cámara de ensayos, P_c [kPa]	0 a 500	± 0.1
Presión en la cámara del motor, P_m [kPa]	0 a 500	± 0.1
Temperatura del líquido en el depósito, T_r [°C]	0 a 50	± 0.1
Temperatura en la cámara de ensayo, T_c [°C]	0 a 50	± 0.1

son enviados posteriormente a los experimentadores para su análisis.

4.3. EL EXPERIMENTO EN LA MISION TEXUS 10

El objetivo del experimento para el primer ensayo en vuelo con la LCC era medir la máxima velocidad de inyección en un puente líquido, con el fin de obtener el tiempo mínimo posible de formación de una columna larga.

La utilización de la configuración de la columna líquida está ampliamente extendida en la investigación de las fuerzas interfaciales (tanto en situaciones estáticas, por ejemplo, medida de la presión de ruptura, como en las dinámicas, por ejemplo, la convección de Marangoni) y tiene aplicaciones industriales desarrolladas y en uso en el crecimiento de monocristales y en la purificación de materiales.

Ya han sido realizados diversos experimentos que usan esa configuración, a bordo del TEXUS y del SPACELAB, y muchos más están previstos para futuros vuelos.

Para estudios de Mecánica de Fluidos, el procedimiento normal para establecer un puente líquido es la inyección de fluido a

través de un orificio central situado en uno de los discos. El propósito de este experimento es el de profundizar en el conocimiento y dominar la técnica de llenado en esta fase inicial.

En particular, una vez que se ha formado un puente líquido corto (~4 mm) se comprobará la máxima velocidad de inyección a la que se mantiene la integridad de la columna sometiéndola a diversos llenados y vaciados a velocidades cada vez mayores.

4.3.1. Consideraciones teóricas

En el caso en que se puedan despreciar las fuerzas gravitatorias, los parámetros que controlan el problema son:

- Geométricos: diámetro de los discos, D .
separación de los discos, L .
diámetro de inyección, d .
- Cinemáticos: velocidad de separación de los discos, \dot{L} .
- Propiedades de los fluidos: densidades del líquido de trabajo, ρ , y del fluido circundante, ρ_a .
Viscosidades del líquido de trabajo, ν , y del fluido circundante, ν_a .
- Interfase: tensión interfacial, σ (la interfase se supone anclada a sus bordes y el ángulo de contacto no interviene).

La cantidad a determinar es la máxima \dot{L} que puede soportar el puente líquido sin romperse, o, para una geometría dada, la máxima velocidad media V del chorro de inyección:

$$V = (D/d)^2 \dot{L} \quad (1)$$

En términos adimensionales, lo que se busca es el máximo número de Weber, We (relación entre la presión dinámica del chorro y la presión capilar):

$$We = \rho V^2 D / \sigma \quad (2)$$

De la aplicación del análisis dimensional se obtiene

$$We = We(L/D, d/D, Re, \rho_a/\rho, v_a/v) \quad (3)$$

donde Re , el número de Reynolds del chorro se define en la forma

$$Re = Vd/v \quad (4)$$

En este punto, pueden considerarse diversas simplificaciones. Si el fluido exterior es aire, los dos últimos parámetros en (3) desaparecen.

En el límite $d \ll D \ll L$, el problema en el interior del puente líquido se reduce al de un chorro sumergido, problema clásico estudiado por Schlichting (1933), cuya solución, aplicable al caso laminar ($Re < 200$), proporciona la siguiente expresión para la velocidad axial w_z en el eje.

$$w_z = \frac{2}{\pi^2} \frac{Q}{vd^2} \frac{1}{z+z_0} \quad (5)$$

donde $z_0 = Q/(8\pi v)$, y el ángulo de apertura del chorro viene dado por

$$r/z = 5\pi vd/Q \quad (6)$$

Para la LCC, empleando como líquido aceite de dimetil-silicona (DMS) de 5 centistokes, el número de Reynolds varía entre 30 y 600 (con $\dot{L} = 1$ mm/s a 20 mm/s, $\rho = 10^3$ kg/m³, $v = 5 \times 10^{-6}$ m²/s y $\sigma = 20$ mN/m), y el número de Weber varía entre 0.9 y 375.

En suma, el objetivo del experimento es determinar el máximo número de Weber que puede soportar el puente líquido.

Desde otro punto de vista, un modelo lineal no viscoso basado en la deformación de la interfase inducida por el campo de presiones asociado a un perfil conocido de velocidades en el disco, predice una deformación como se muestra en la Fig 3.

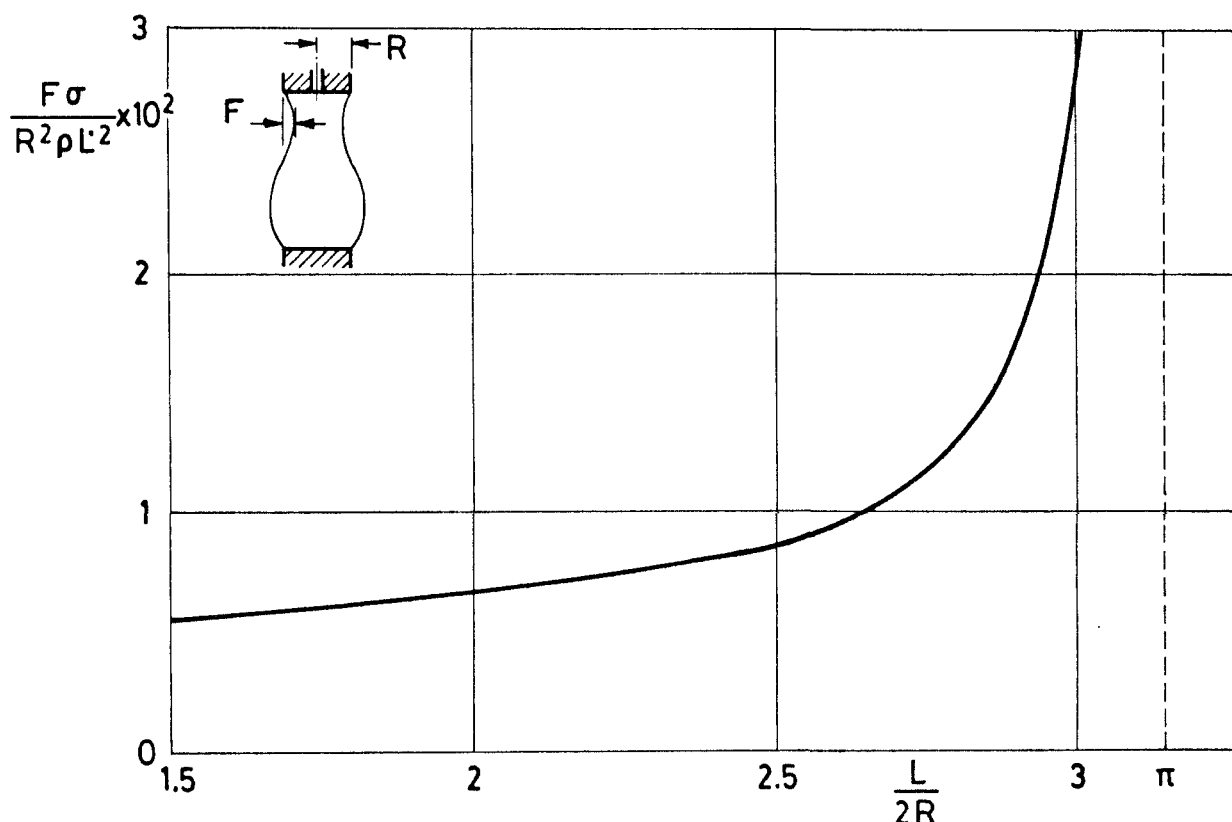


Fig 3. Deformación de la interfase debida a la inyección de líquido (bajas velocidades).

Pruebas preliminares en flotabilidad neutra, realizadas antes de la fabricación del aparato, permitieron deducir que el fenómeno más interesante es el de la inyección, mientras que las deformaciones producidas durante las extracciones son mucho menores, por lo que se centró la atención sobre la primera.

Los ensayos realizados en tierra con la LCC, también en flotabilidad neutra, han mostrado claramente la existencia de diferentes regímenes. Para pequeñas velocidades de separación se produce una deformación antisimétrica respecto al plano medio.

El aumento de la velocidad causa el crecimiento de la antisimetría hasta que el estrecho cuello formado en el lado de la inyección se rompe. A mayores velocidades el líquido próximo al disco de inyección es arrastrado por el chorro, ya claramente formado en el orificio de inyección (ver § 4.4). La existencia de estos regímenes se ve afectada por la presencia del líquido exterior.

4.3.2. Descripción paso a paso de la secuencia.

Una vez que el cohete alcanza las condiciones de microgravedad, los siguientes pasos son ejecutados por medio de un temporizador pre-programado.

- a) Formación de un puente cilíndrico corto (4 mm) anclado al borde de los discos. Inicialmente ambos discos están en contacto, manteniendo estanca la jeringa mediante una junta tórica alojada en el disco de inyección. Al iniciar la secuencia los discos se separan hasta una distancia de 4 mm a 2 mm/s, dejándose a continuación un período de reposo de 2 s.
- b) Separación de los discos con inyección simultánea desde 4 mm hasta 82 mm a velocidad constante (que se especifica más adelante) con un período posterior de reposo de 8 s.
- c) Aproximación de los discos con recogida de líquido desde 82 mm hasta 4 mm a velocidad fija de 8 mm/s, y un período de reposo de 2 s.

d) Repetición de los pasos b) y c) empezando con velocidad de separación $\dot{L} = 2 \text{ mm/s}$, incrementando en 2 mm/s hasta alcanzar 20 mm/s . En la Fig. 4 se ofrece un resumen gráfico.

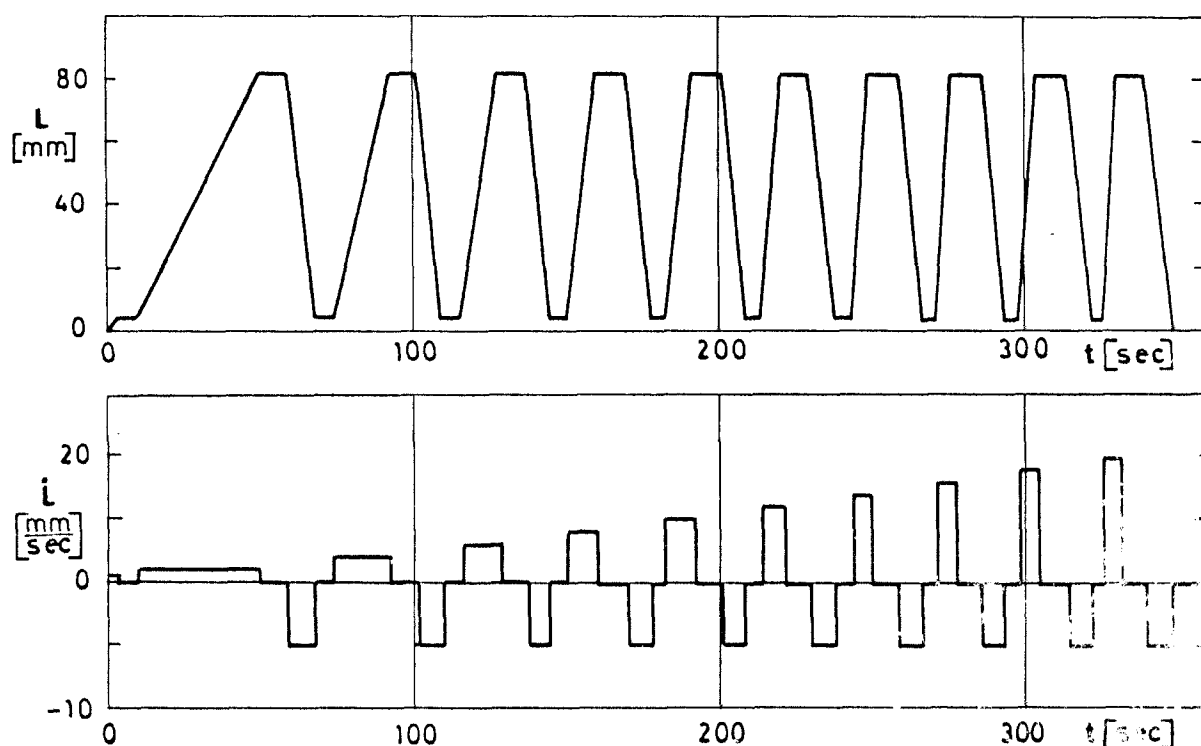


Fig 4. Posición y velocidad del disco de inyección previstas para el TEXUS 10.

4.3.3. Materiales

El líquido de trabajo es aceite de dimetil-silicona (DMS) de 5 centistokes, ligeramente coloreado con anilina amarilla.

Los discos han sido fabricados en aluminio, y no llevan ningún tratamiento superficial. Tienen forma troncocónica, con un ángulo de 45° en el borde de la superficie de trabajo, cuyo diámetro es 30 mm.

4.3.4. Adquisición de datos

El trayecto recorrido por los datos durante el vuelo se muestra en la Fig 5, junto con la conexión empleada para los ensayos en tierra.

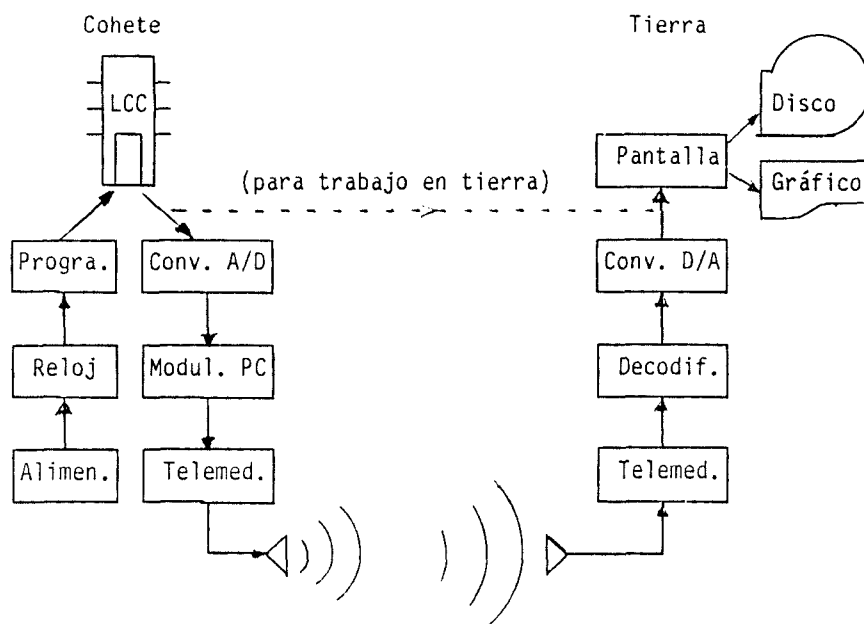


Fig.5. Diagrama de bloques del sistema de adquisición de datos para el TEXUS 10.

El módulo TEXUS TEM 06-9 proporciona 32 señales analógicas (entre 0 y 5 V) de las cuales 19, mostradas en la Tabla 2, corresponden a este experimento y el resto al otro experimento que ha compartido el módulo en este vuelo. Además de las señales analógicas se envían 3 palabras digitales de 10 bits: una proporciona el número del evento generado por el programador, la segunda contiene dicho evento (estatus de las diversas variables de control del experimento), y la tercera el evento para el otro experimento del módulo. Las dos primeras se presentan en la Tabla 3, en la forma en que se ha programado el experimento según la secuencia mostreada en la Fig 4.

Tabla 2. Señales analógicas disponibles

Canal	S e ñ a l	Rango	Conversión	Código
1	Voltaje de batería	0 to 50 V	10 V to 1 V	28-0
2	Corriente total	0 to 10 A	2 A to 1 V	29-0
3	Corriente del reloj	0 to 1 A	0,2 A to 1 V	42-0
4	Corriente del convert.	0 to 2,5 A	0,5 A to 1 V	28-1
5	Temperatura del amplif.	0 to 100°C	20°C to 1 V	29-1
6	Corriente de la lámpara	0 to 10 A	2 A to 1 V	42-1
7	Voltaje de la lámpara	0 to 50 V	10 V to 1 V	28-2
8	Monitor del reloj	0 to 5 V	1 V to 1 V	29-2
9	Corriente de la cámara	0 to 5 A	1 A to 1 V	42-2
10	Temperatura del depósito	0 to 100°C	20°C to 1 V	28-3
11	Temp. cámara de ensayos	0 to 100°C	20°C to 1 V	29-3
12	Presión del depósito	0 to $5 \cdot 10^5$ Pa	10^5 Pa to 1 V	42-3
13	Pres. cámara de ensayos	0 to $5 \cdot 10^5$ Pa	10^5 Pa to 1 V	28-4
14	Voltaje del motor	0 to 50 V	10 V to 1 V	29-4
15	Corriente del motor	0 to 5 A	1 A to 1 V	42-4
16	Veloc. disco (selec.)	0 to 25 mm/s	5 mm/s to 1 V	28-5
17	Veloc. disco (actual)	0 to 25 mm/s	5 mm/s to 1 V	28-5
18	Posición del disco	0 to 100 mm	20 mm to 1 V	42-5
19	Presión cámara del motor	0 to $5 \cdot 10^5$ Pa	10^5 Pa to 1 V	28-6

El programa mostrado en la Tabla 3 está contenido en el programador que, en vuelo, está situado en el interior del módulo (las órdenes no son enviadas desde tierra). En cambio, en los ensayos en tierra el programador puede ser eliminado y utilizarse un controlador auxiliar para gobernar el módulo, bien automáticamente con un reloj o bien manualmente paso a paso; en ambos casos los eventos pueden también cambiarse manualmente.

4.3.5. Problemas detectados en los ensayos

En la tabla 4 se muestra un resumen de los problemas detectados en los ensayos en tierra que afectan al experimento en vuelo y que deberían haberse resuelto antes del mismo. Fueron presen-

Tabla 3. Secuencia nominal del programa de ensayos y señales digitales disponibles.

Inst. (s)	Suceso Nº	S t a t u s					Veloc. disco				Notas	
		Reloj	Lamp	Cámara	Motor	Sent.	0	1	2	3	4	
0	37	OFF	OFF	OFF	OFF	+	0	0	0	0	0	Despegue
1	38	ON	OFF	OFF	OFF	+	0	0	0	0	0	
71	42	ON	ON	OFF	OFF	+	0	0	0	0	0	
72	43	ON	ON	ON	OFF	+	0	0	0	0	0	
74	44	ON	ON	ON	ON	+	0	1	0	0	0	V = 2 mm/s
75	45	ON	ON	ON	ON	+	0	1	0	0	0	
78	46	ON	ON	ON	ON	+	0	1	0	0	0	
80	47	ON	ON	ON	ON	+	0	1	0	0	0	
121	48	ON	ON	ON	ON	+	0	1	0	0	0	
129	49	ON	ON	ON	ON	-	0	0	0	1	0	V = -8 mm/s
140	50	ON	ON	ON	OFF	+	0	0	0	0	0	
142	51	ON	ON	ON	ON	+	0	0	1	0	0	V = 4 mm/s
163	52	ON	ON	ON	OFF	+	0	0	0	0	0	
181	53	ON	ON	ON	ON	-	0	0	0	1	0	V = -8 mm/s
182	54	ON	ON	ON	OFF	+	0	0	0	0	0	
184	55	ON	ON	ON	ON	+	0	1	1	0	0	V = 6 MM/S
198	56	ON	ON	ON	OFF	+	0	0	0	0	0	
206	57	ON	ON	ON	ON	-	0	0	0	1	0	V = -8 mm/s
217	58	ON	ON	ON	ON	+	0	0	0	0	0	
219	59	ON	ON	ON	ON	+	0	0	0	0	1	V = 8 mm/s
230	60	ON	ON	ON	OFF	+	0	0	0	0	0	
238	61	ON	ON	ON	ON	-	0	0	0	1	0	V = -8 mm/s
249	62	ON	ON	ON	ON	+	0	0	0	0	0	
251	63	ON	ON	ON	ON	+	0	1	0	1	0	V = 10 mm/s
260	64	ON	ON	ON	OFF	+	0	0	0	0	0	
268	65	ON	ON	ON	ON	-	0	0	0	1	0	V = -8 mm/s
279	66	ON	ON	ON	OFF	+	0	0	0	0	0	
281	67	ON	ON	ON	ON	+	0	0	1	1	0	V = 12 mm/s
289	68	ON	ON	ON	OFF	+	0	0	0	0	0	
297	69	ON	ON	ON	ON	-	0	0	0	1	0	V = -8 mm/s
308	70	ON	ON	ON	OFF	+	0	0	0	0	0	
310	71	ON	ON	ON	ON	+	0	1	1	1	0	V = 14 mm/s
317	72	ON	ON	ON	OFF	+	0	0	0	0	0	
325	73	ON	ON	ON	ON	-	0	0	0	1	0	V = -8 mm/s
336	74	ON	ON	ON	OFF	+	0	0	0	0	0	
338	75	ON	ON	ON	ON	+	0	0	0	0	1	V = 16 mm/s
344	76	ON	ON	ON	OFF	+	0	0	0	0	0	
352	77	ON	ON	ON	ON	-	0	0	0	1	0	V = -8 mm/s
363	78	ON	ON	ON	OFF	+	0	0	0	0	0	
365	79	ON	ON	ON	ON	+	0	1	0	0	1	V = 18 mm/s
371	80	ON	ON	ON	OFF	+	0	0	0	0	0	
379	81	ON	ON	ON	ON	-	0	0	0	1	0	V = -8 mm/s
390	82	ON	ON	ON	OFF	+	0	0	0	0	0	
392	83	ON	ON	ON	ON	+	0	0	1	0	1	V = 20 mm/s
397	84	ON	ON	ON	ON	+	0	0	0	0	0	
450	85	ON	OFF	OFF	OFF	+	0	0	0	0	0	Fin de u-g

Tabla 4. Problemas detectados en los ensayos con la LCC.

Problema	Tratamiento dado en el primer vuelo	Segundo vuelo
Iluminación	No uniforme (muy escasa en la parte inferior). Poco contraste entre el líquido y la iluminación de fondo (ambos amarillentos).	Mejorar el contraste de imagen
Juntas tóricas	Se deterioran con el uso. Deben ser sustituidas antes de cada vuelo.	Cambiar juntas
Arranque	Hace falta una válvula de fuelle para compensar posibles dilataciones del depósito lleno, que darían lugar a grandes sobrepresiones y a chorros iniciales, como se detectó en los ensayos.	Reforma y comprobación del nuevo diseño
Llenado del depósito	No es posible detectar la presencia de burbujas dentro del depósito. Para el llenado, se hace el vacío y se conecta a un recipiente con el líquido de trabajo. Después se conecta un tubo transparente con líquido para ver si hay burbujas.	Sigue siendo poco fiable
Secuencia	Se realizaron algunas correcciones en el programador. Las pruebas de funcionamiento (en Trauen) no fueron completas por falta de los transductores de posición.	Realización de nuevos ensayos de calibración
Reloj de la cámara	Uno de los segmentos luminosos necesita reparación.	A reparar
Fotos	Sería de gran ayuda disponer de una señal luminosa en cada fotograma que indicase si el motor está en movimiento.	Intentar incorporarlo
Fallos	Todas las señales de funcionamiento de la LCC y equipos auxiliares debe ser grabada durante el vuelo para permitir la búsqueda y diagnóstico de posibles fallos.	Ya existente
Efectos electrostáticos	Todas las carcasas deben estar conectadas eléctricamente para evitar fenómenos electrostáticos.	Parece resuelto

tados al FRR para su puesta en práctica por parte del constructor. En dicha tabla se incluyen también los encontrados en el análisis de los resultados del vuelo.

4.4. SOPORTE EN TIERRA.

En unos ensayos iniciales con en una instalación auxiliar preparada al efecto en nuestro laboratorio, se observó que la máxima velocidad de inyección para la configuración nominal estaba en el rango de 10 a 15 mm/s.

Otro importante hallazgo en esos ensayos previos fue comprobar que la velocidad de extracción tiene una influencia despreciable en la estabilidad de la columna, lo que permite efectuar la recogida a gran velocidad, con el consiguiente ahorro de tiempo (con unos 10 s sería suficiente, y sin embargo se han de invertir 125 s en el Módulo de Física de Fluidos).

Desgraciadamente, el limitado acceso que se ha tenido a la LCC durante la preparación del experimento, ha impedido la realización de estudios más exhaustivos. La evaluación de las características de la LCC fue llevada a cabo en una visita de dos días de duración (13 y 14 de Febrero de 1984) realizada por un miembro de este laboratorio a las instalaciones de ERNO en Trauen (Alemania). Los ensayos que se hicieron se resumen en la Tabla 5.

Tabla 5. Ensayos realizados en tierra con la LCC.

Ensayo	Descripción	Resultados
<u>Calibración</u>		
Visualización	Fijación de objetos de referencia: 1. Cilindro de plástico 2. Retícula plana de 1 mm 3. Vaso con líquido	La retícula de 1 mm no produjo imagen por falta de luz. Se sugiere añadir una línea gruesa sobre la retícula de fondo a nivel del disco fijo. El contraste es pobre porque el líquido es amarillento y la luz también.
Posición del disco de inyección	Imágenes con el disco de inyección en posiciones diferentes: 20, 40, 60 y 80 mm.	La conicidad de los rayos luminosos es un problema en el análisis de imágenes. El transductor de presión no estaba calibrado. La copia de la película es de baja calidad.
Velocidad del disco de inyección.	Imágenes con el disco de inyección, tomadas a diferentes velocidades: 2, 10 y 20 mm.s ⁻¹ .	No se pudieron verificar, por la ausencia de resultados de las pruebas anteriores.
Presión y temperatura	Calibrados por el constructor.	
<u>Pruebas para el vuelo</u>		
Funcionamiento	Repetición de la secuencia filmando y registrando gráficamente todas las señales, sin líquido de trabajo. Ligeras modificaciones en la secuencia para compensar inercias.	Gráficos con poca resolución (por baja velocidad). Se requiere al menos 2 mm.s ⁻¹ . Pequeño error en el temporizador (45 carrera). Imprecisión en el control de posición máxima del disco.
Estanqueidad	No necesarias a juicio del fabricante.	
Llenado	Ver Tabla 4.	
<u>Experimentos en tierra</u>		
Funcionamiento	Filmación de la secuencia, sin recogida de datos. Sin programador. Problemas de mojado. Transductor de posición incompatible con líquidos. Se prevé un ensayo completo después del vuelo.	Problemas con la estratificación del baño. Máxima esbeltez alcanzada L/D=2 (en vez de 2,7). Dificultad para verificar el anclaje al borde. Rotura imprevista a 8 mm/s cerca del disco fijo. Formación de chorro a 16 mm.s ⁻¹ .
Recogida	Se ejercita varias veces la limpieza de la cámara de ensayos.	Las ventanas de plástico se deterioran con el baño. Limpieza fácil de la cámara de ensayos.
Anclaje	Filmación de un puente de L = 4 mm sin baño.	Dificultad para verificar el anclaje a partir de las fotos.
Altura máxima	Filmación de la formación de un puente líquido a 2 mm.s ⁻¹ hasta la rotura a L = 6 mm. Sin baño.	Rotura por desprendimiento a unos 5 mm.s ⁻¹ , pero no se sabe dónde comienza.

Para mejorar la visualización de la interfase se tiñó el líquido de trabajo (aceite de silicona de 5 centistokes) con anilina amarilla, en la forma siguiente. Con anilina en polvo (calidad comercial) se preparó una disolución concentrada en un poco de aceite. Luego se filtró para eliminar los residuos sólidos, y finalmente se utilizaron algunas gotas de esta disolución concentrada para teñir convenientemente la masa de líquido de trabajo.

El manejo de líquidos en la LCC es mucho más sencillo que en el FPM, pero sería conveniente introducir todavía algunas mejoras importantes. La compatibilidad de materiales con los líquidos de trabajo sigue dando problemas (las ventanas de plástico son atacadas por el baño, los transductores se estropean al contacto con líquidos, las juntas se hinchan, etc). Por ejemplo, la utilización de etanol en lugar de metanol para la preparación del baño produce cambios importantes en el comportamiento de la mezcla y su acción sobre los materiales en contacto.

Otro problema es que los experimentadores no tienen acceso a la película original filmada en vuelo, sino que reciben una copia que con frecuencia es de mucha peor calidad. Por ejemplo, la copia de los ensayos en Trauen estaba virada al rojo, lo que limitó las posibilidades de análisis. En la Fig. 6 se muestran algunas fotografías obtenidas de dicha película, lo que da una clara idea de los resultados que se pueden esperar de este experimento.

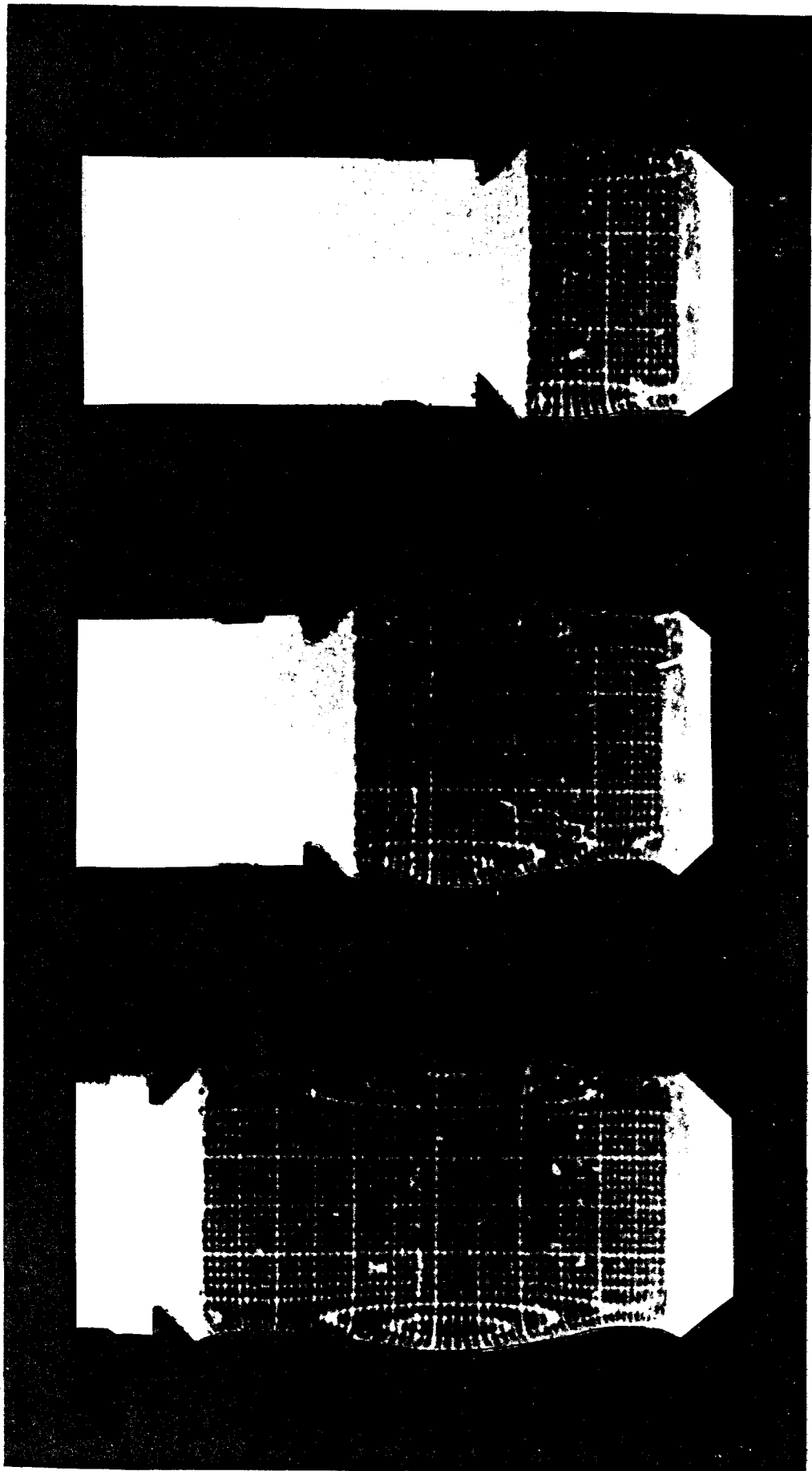
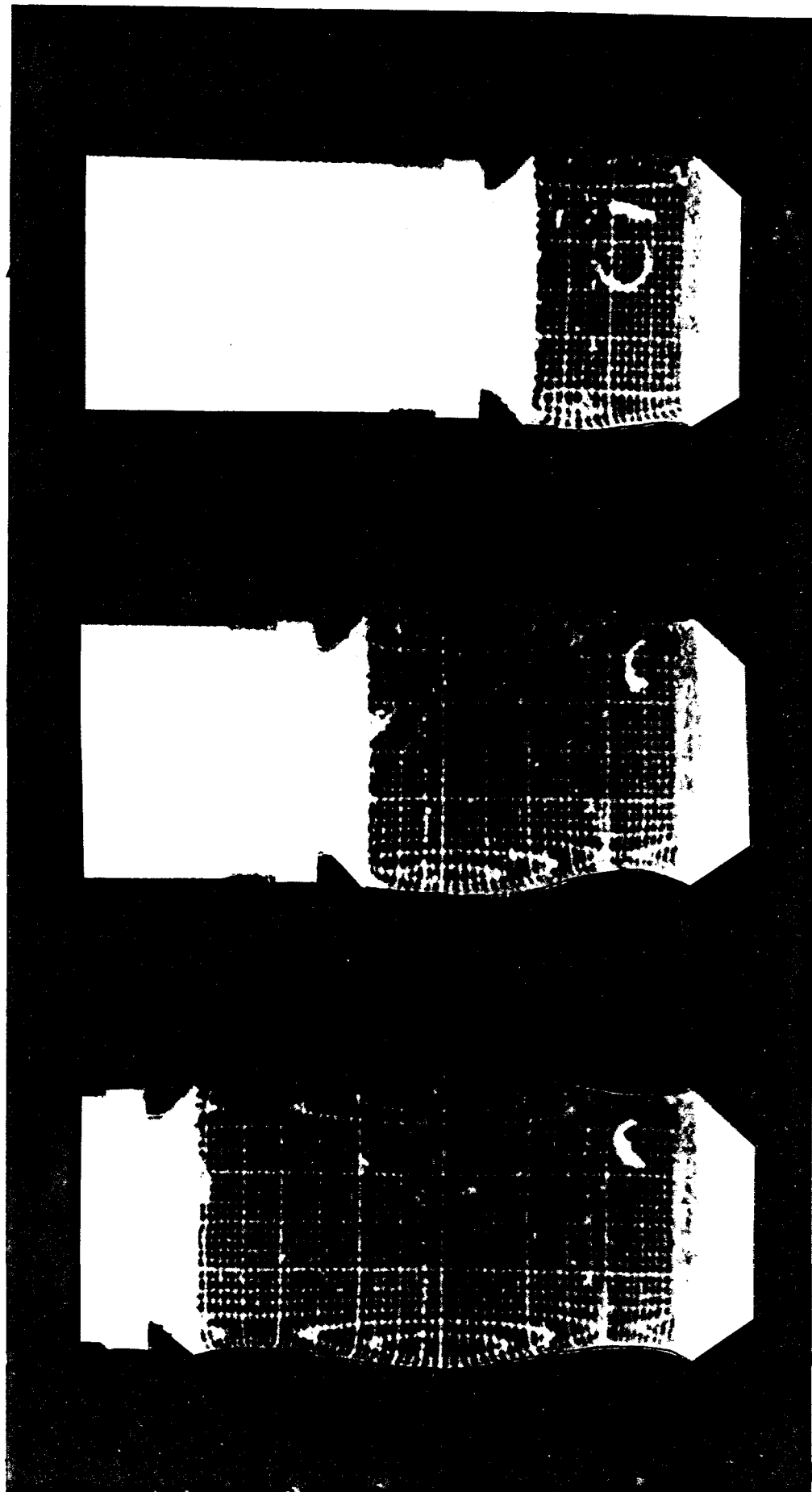
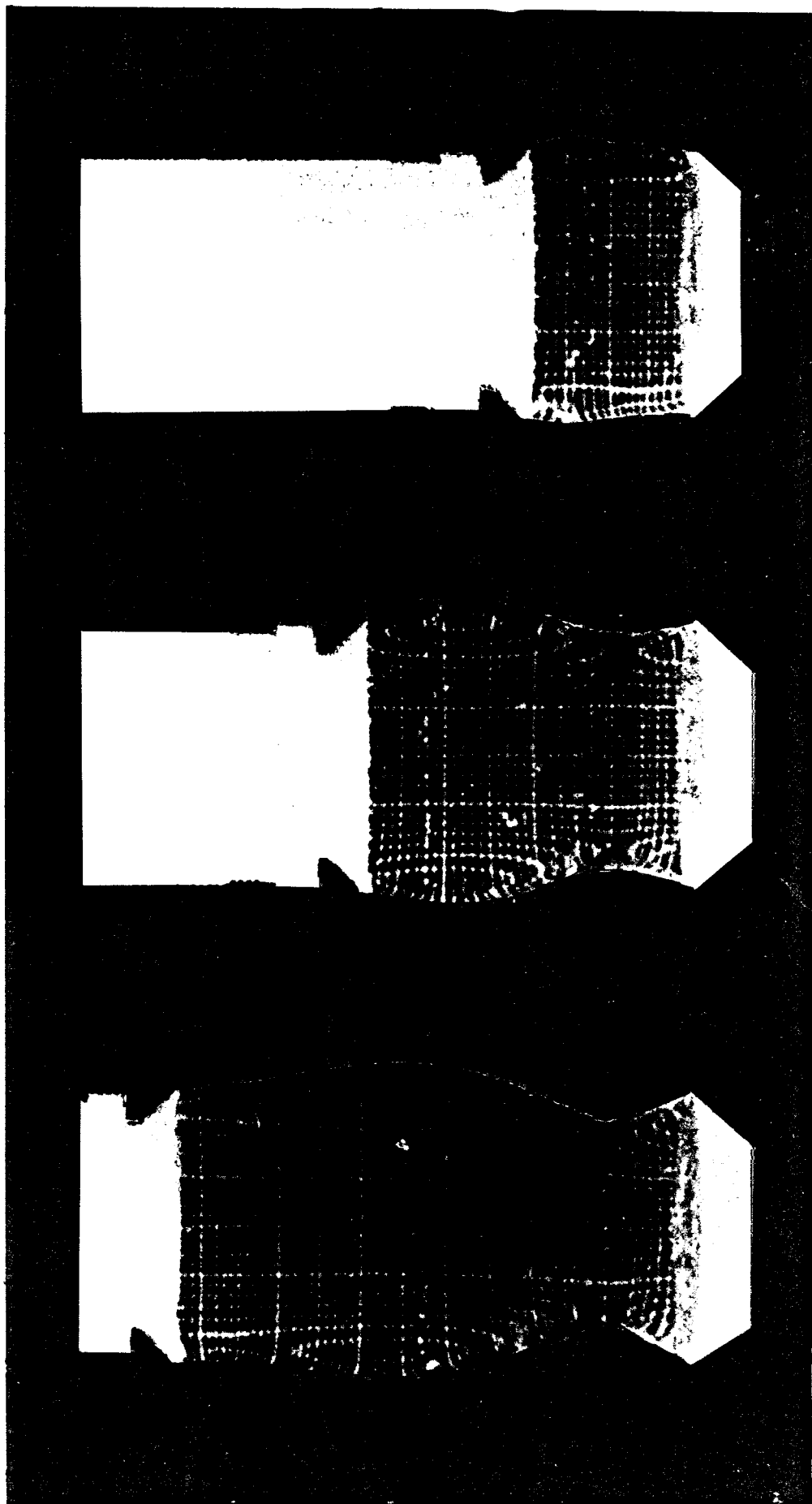


Fig. 6. Fotografías de la columna líquida tomadas durante los ensayos en tierra (Feb-84). Los números corresponden a la velocidad del disco en mm/s. Se ha recortado el contorno para mejorar el contraste.



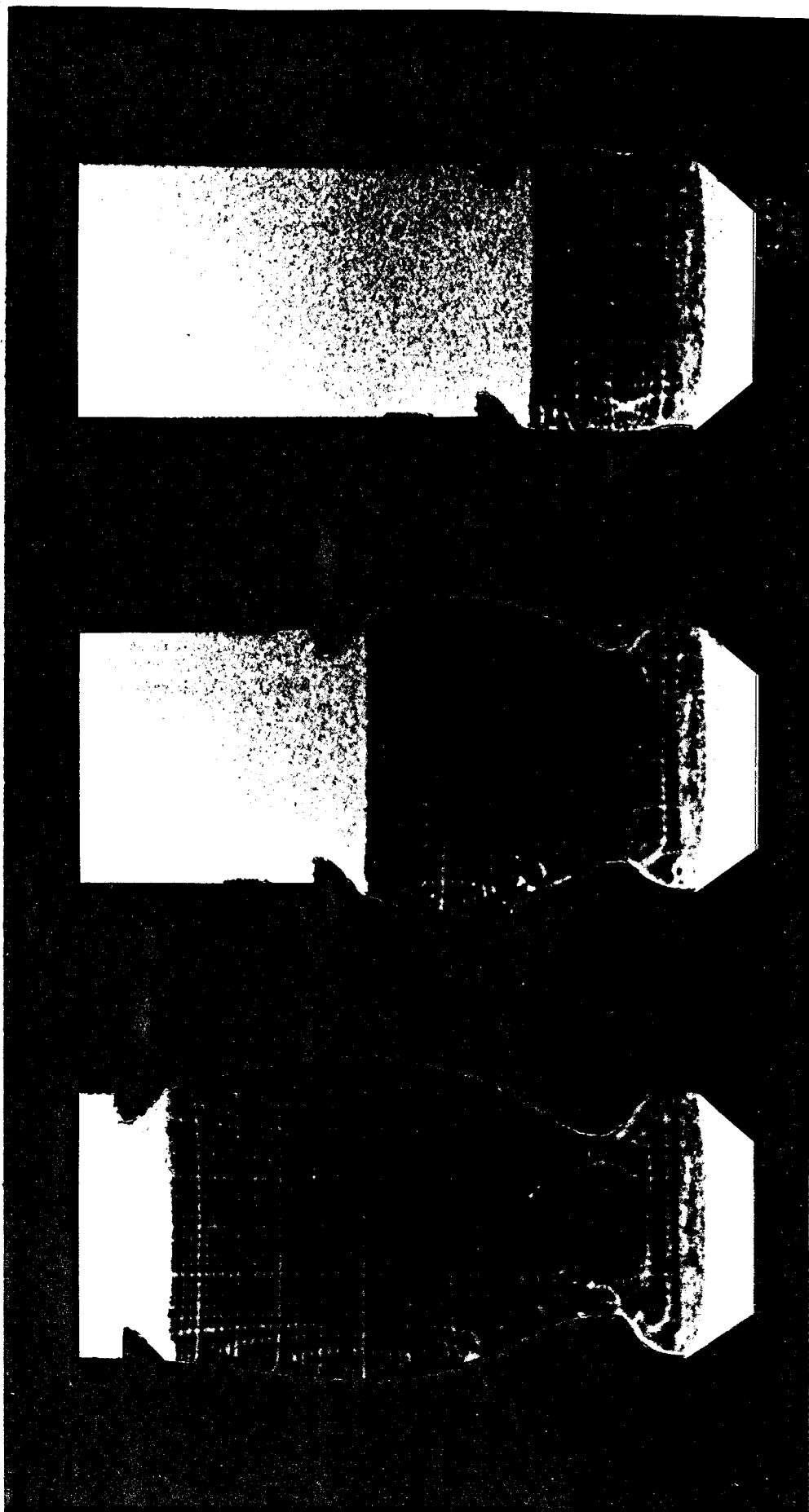
4

Fig. 6. (Continuación)



6

Fig. 6. (Continuación)



8

Fig. 6. (Continuación)

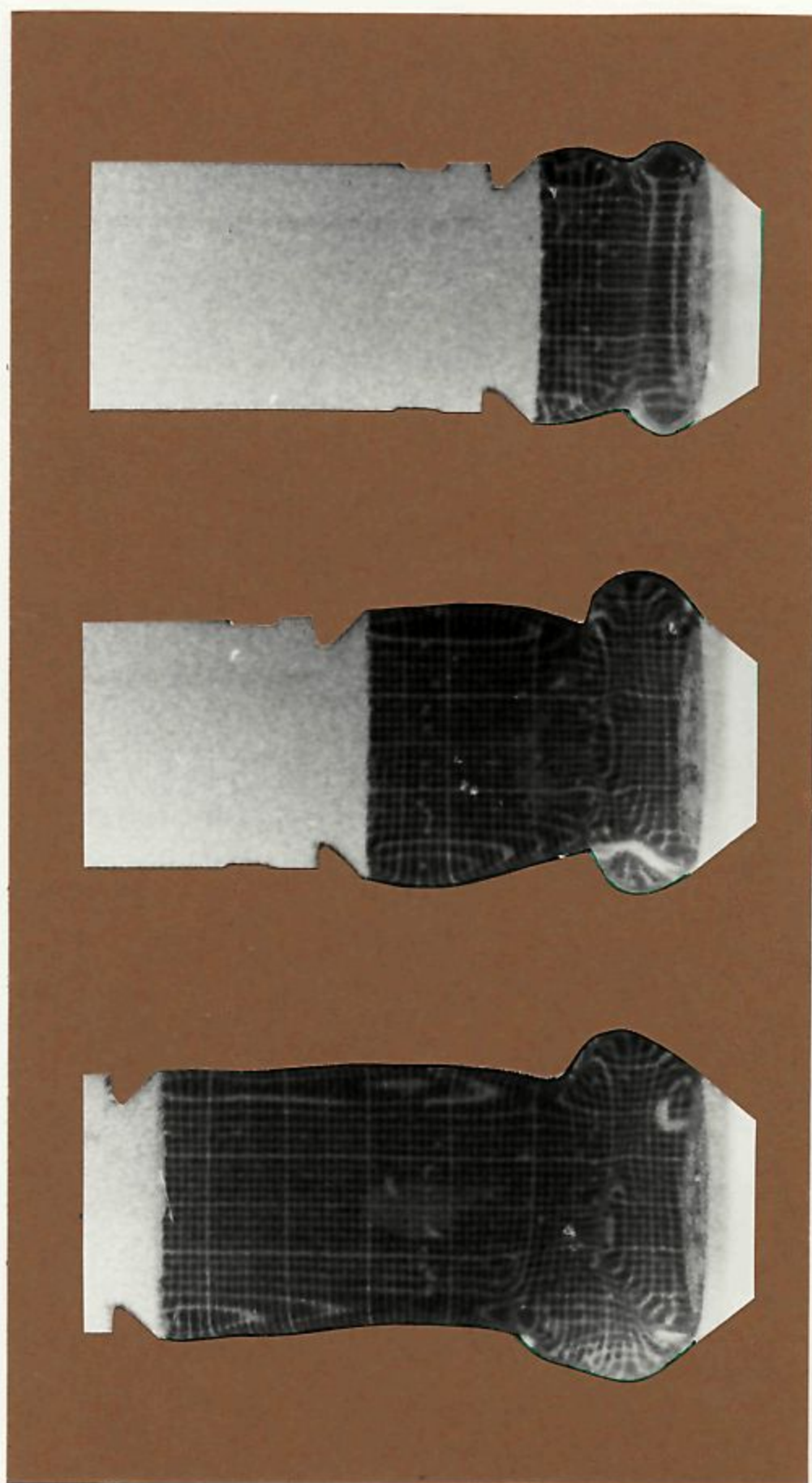
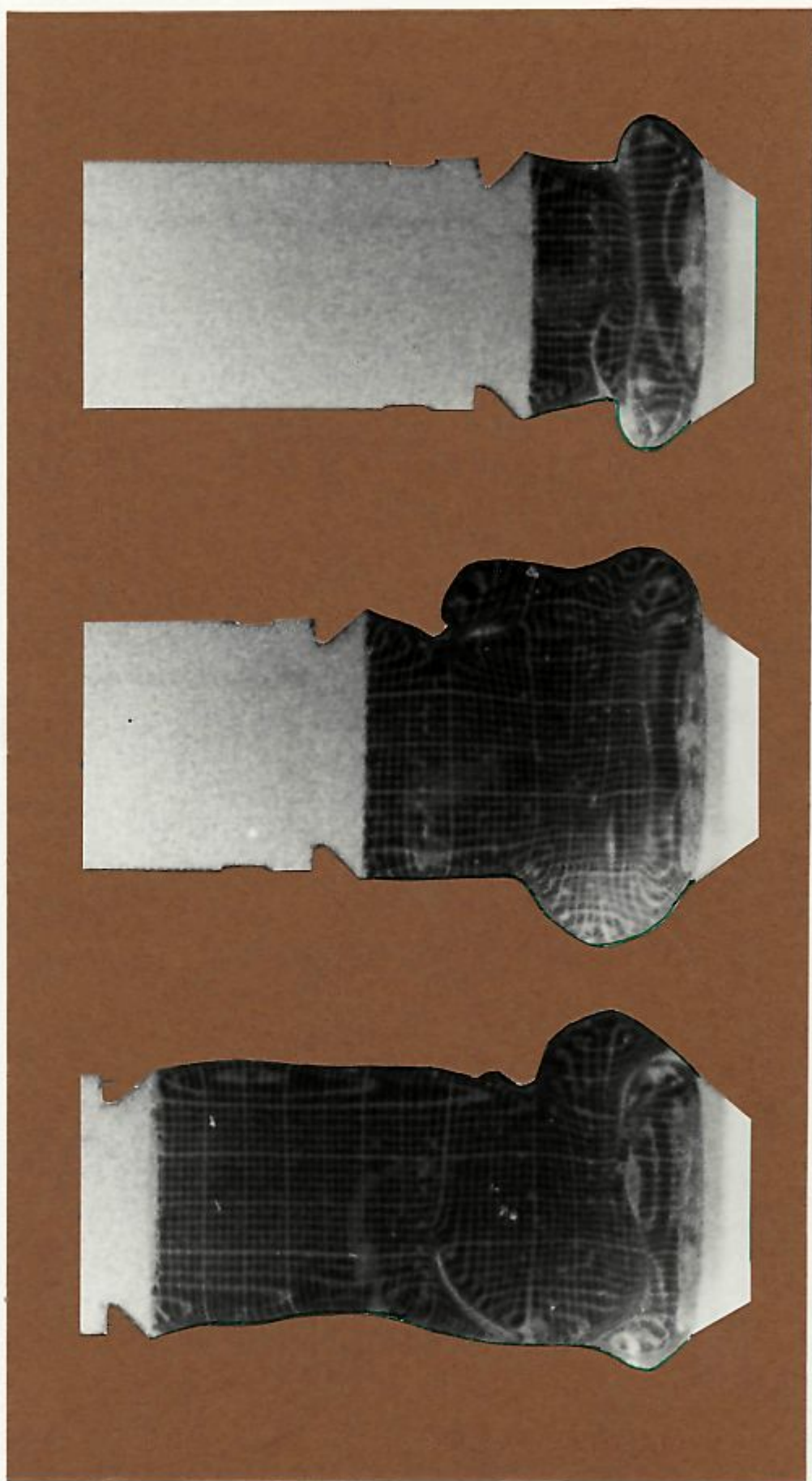
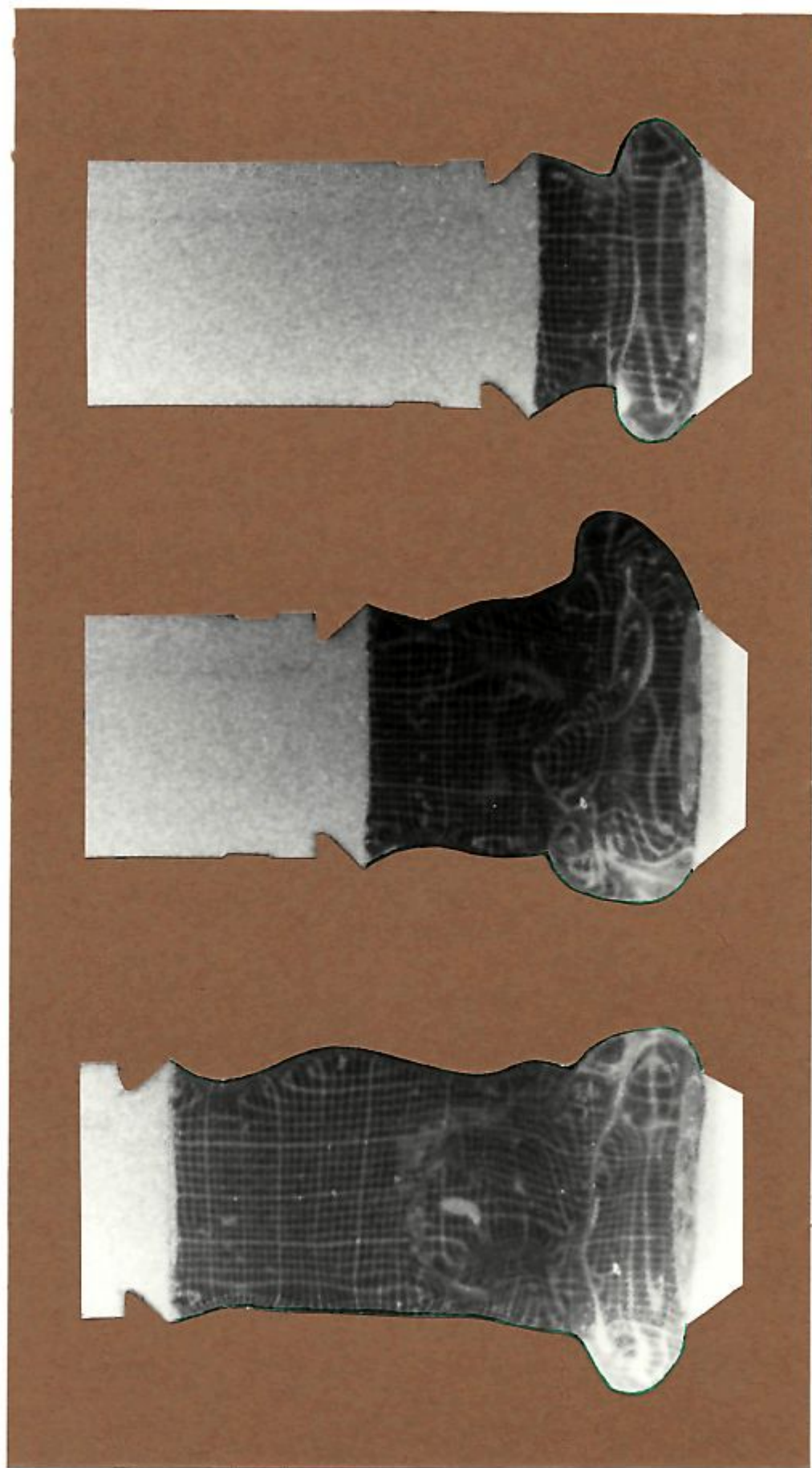


Fig. 6. (Continuación)



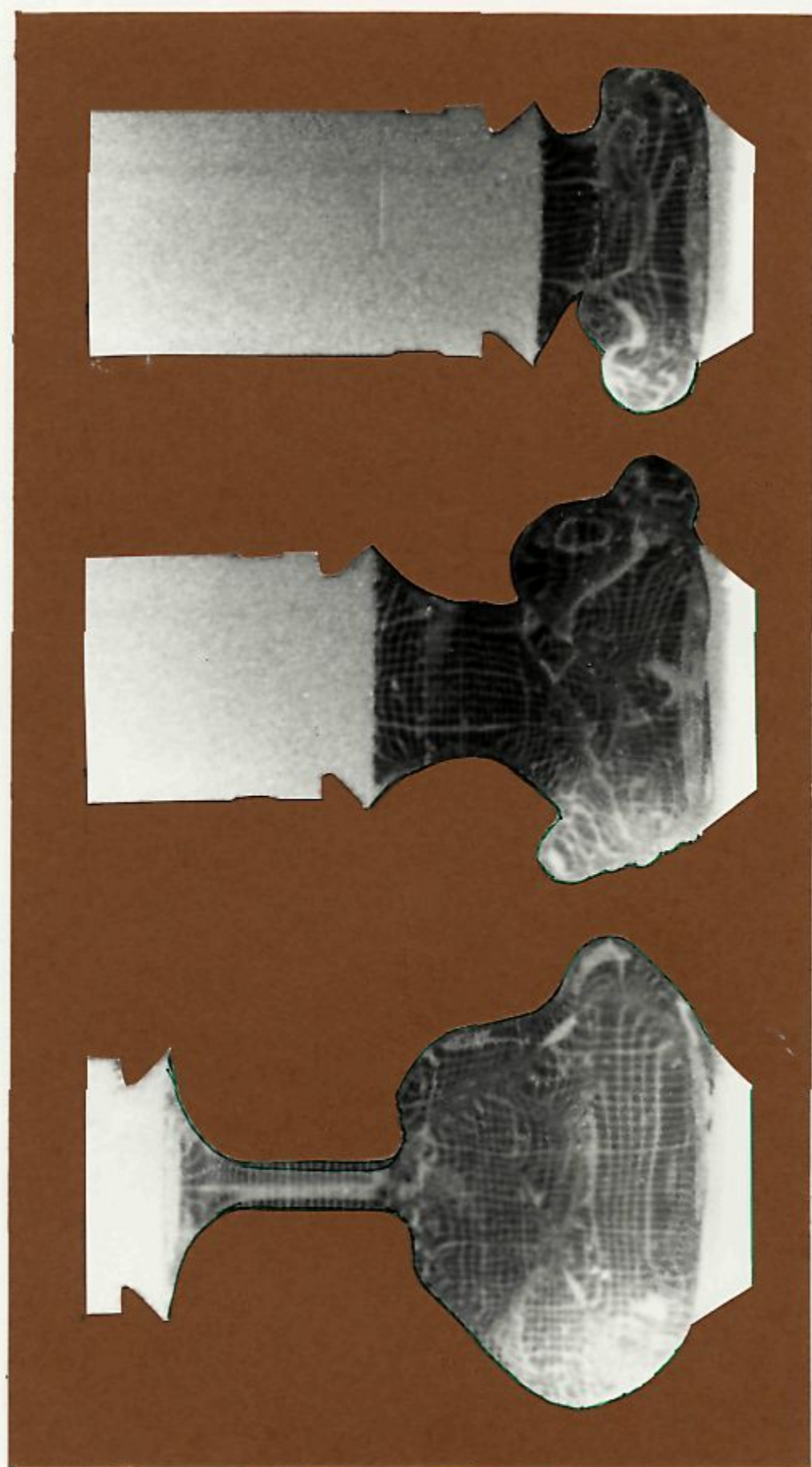
(12)

Fig. 6. (Continuación)



14

Fig. 6. (Continuación)



16

Fig. 6. (Continuación)

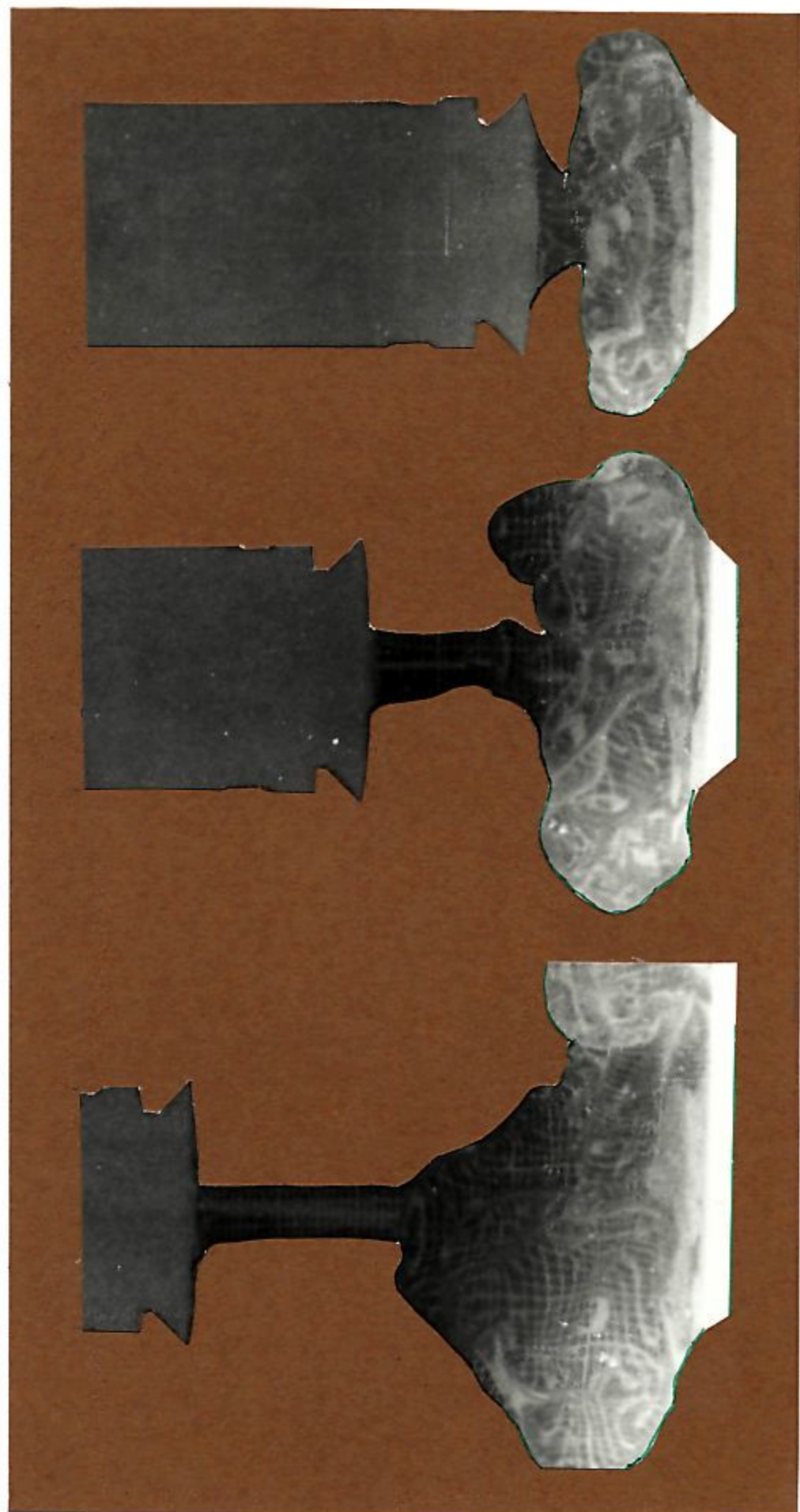


Fig. 6. (Continuación)

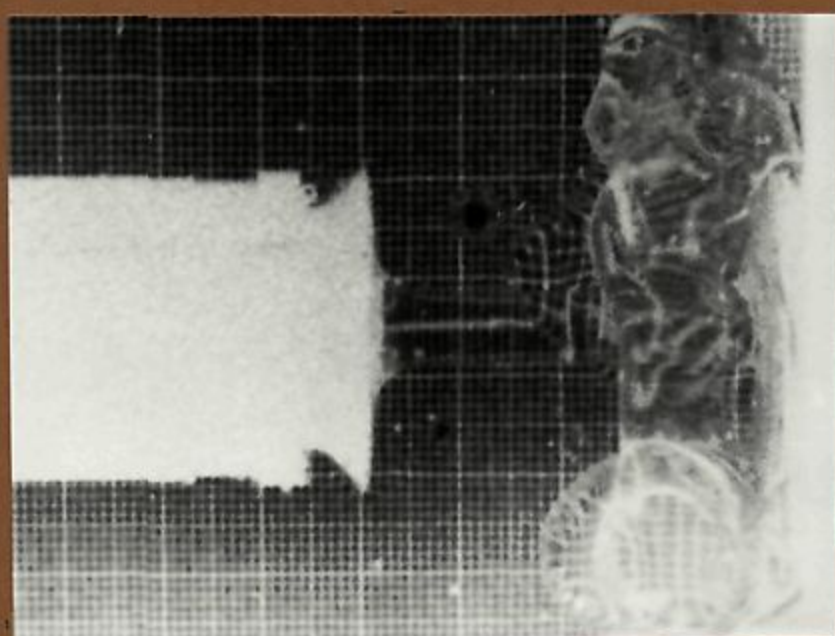
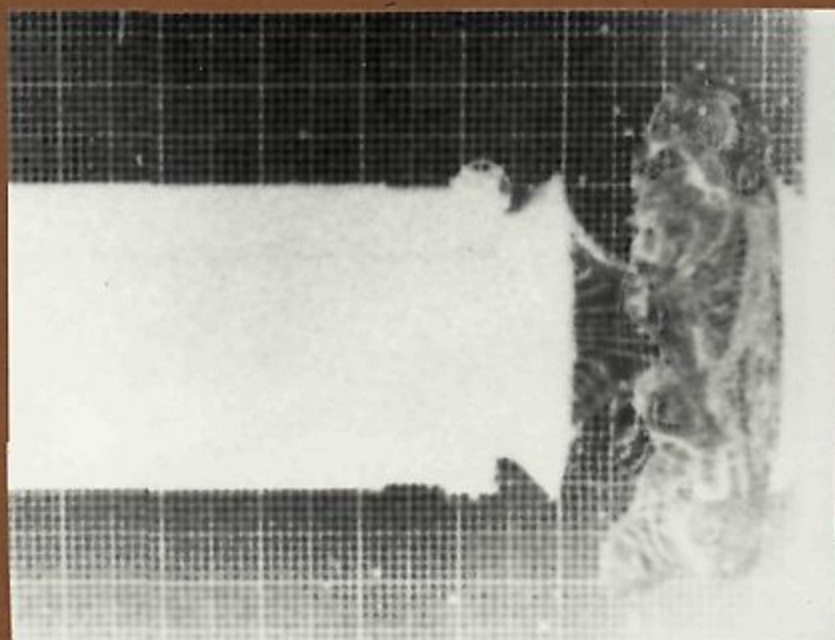
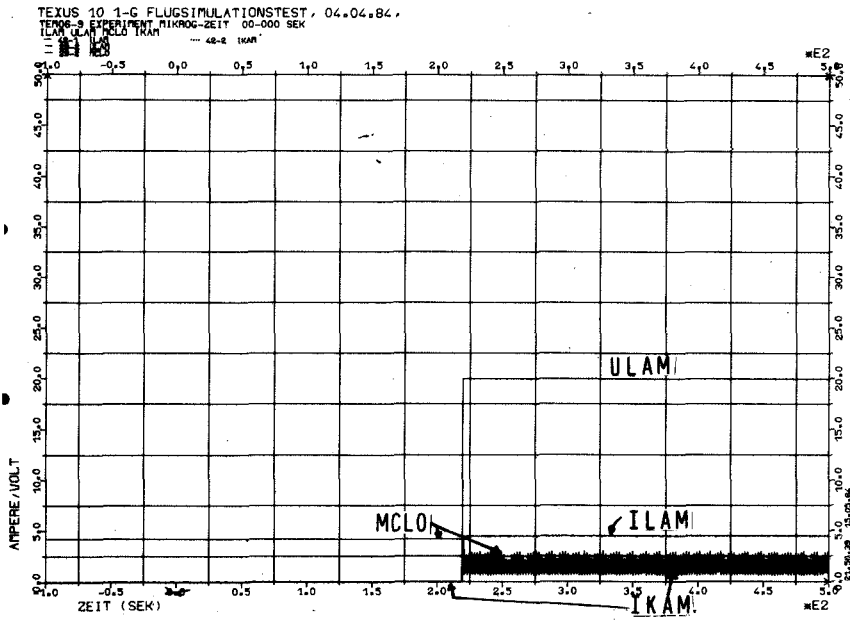


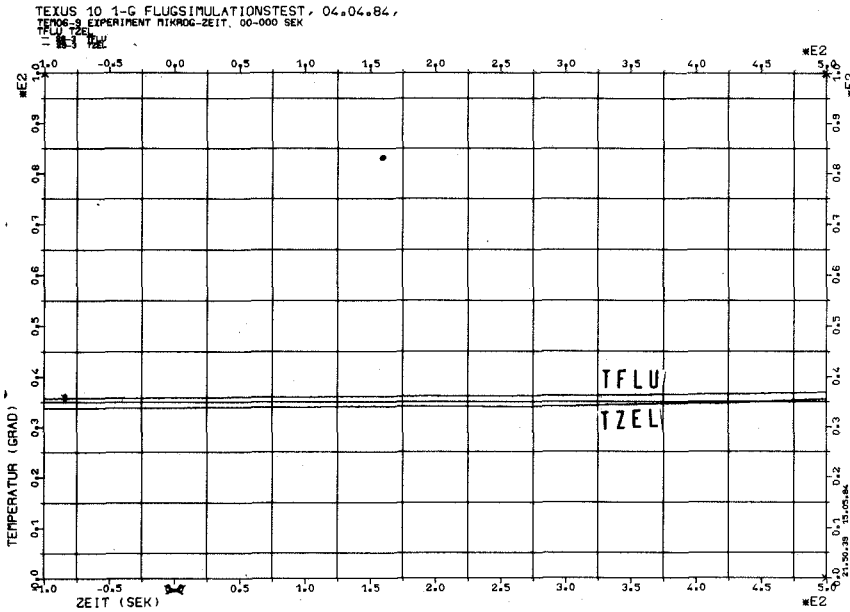
Fig. 6. (Continuación)

Después de los ensayos de Trauen, un mes antes del vuelo, el equipo de ERNO realizó los ensayos finales en tierra cuyos resultados se recogen en la Fig 7.

4c



5c



6c

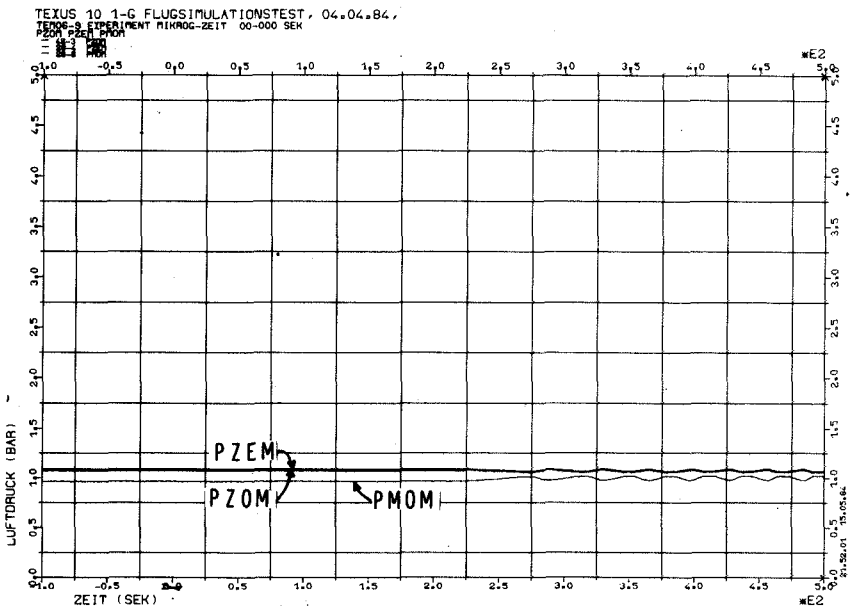
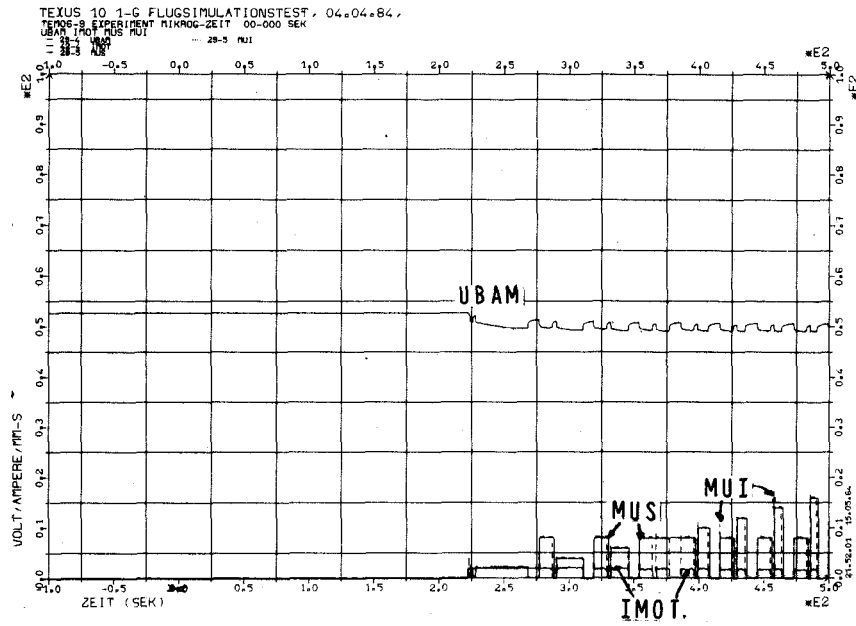


FIG. 7. RESULTADOS DE LOS ENSAYOS EN TIERRA (4-4-84).

7c



8c

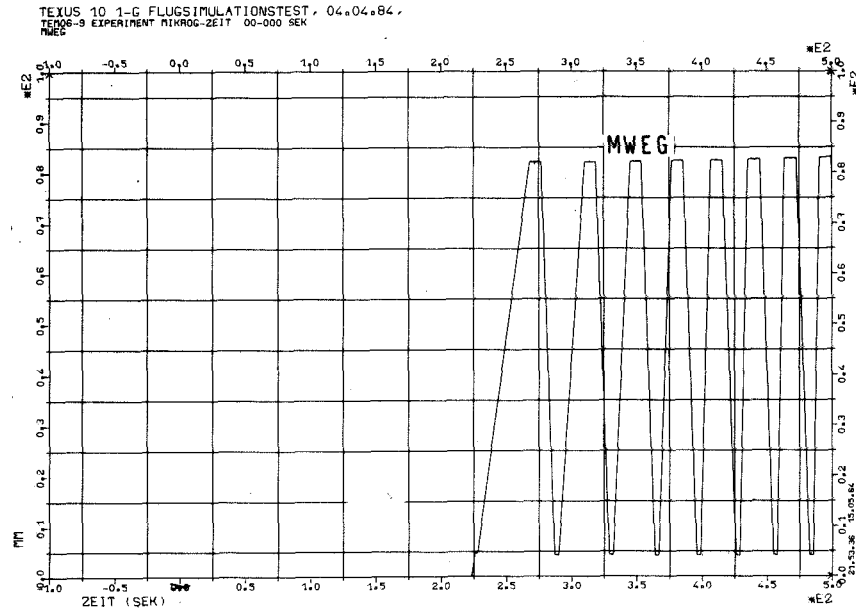


FIG. 7. (CONTINUACIÓN).

4.5. ENSAYOS EN VUELO.

El módulo TEM-06-9 en el que va emplazada la LCC es uno de los siete que integran el cohete TEXUS-10, como se muestra en la figura del Apéndice 3. El lanzamiento tuvo lugar el domingo 15 de Mayo de 1984 desde la base de Kiruna (Suecia). El perfil de vuelo se resume en la Tabla 6, y en la Fig. 8 se presentan los sucesos que tuvieron lugar durante el periodo de microgravedad.

Al lugar del lanzamiento no se desplazó ningún miembro del equipo investigador, por juzgar que no era necesario: el experimento

Tabla 6. Perfil de vuelo del cohete TEXUS 10
lanzado el 15 de Mayo de 1984.

E t a p a	Tiempo (s)	Altitud (m)	Nivel de g (m.s ⁻²)
Ignición del impulsor	0	298	100
Separación del impulsor	5,5	1 426	2
Ignición de la 2ª etapa	6	1 579	80
Fin de la 2ª etapa	45	48 864	1,4
Suelta de la ojiva ORSA	55	68 773	0,07
Suelta del dispositivo yo-yo	56	70 637	0,07
Fin de la parada del yo-yo	57,5	73 415	0,04
Separación del motor	59	76 172	24
Comienzo adquisición de datos	73	100 883	0,001
Apogeo	257	255 952	0,001
Fin de microgravedad	442	99 487	0,001
Re-entrada (giro plano a 3 Hz)	484	20 969	250
Activ. sistema de recuperación	503	5 958	100

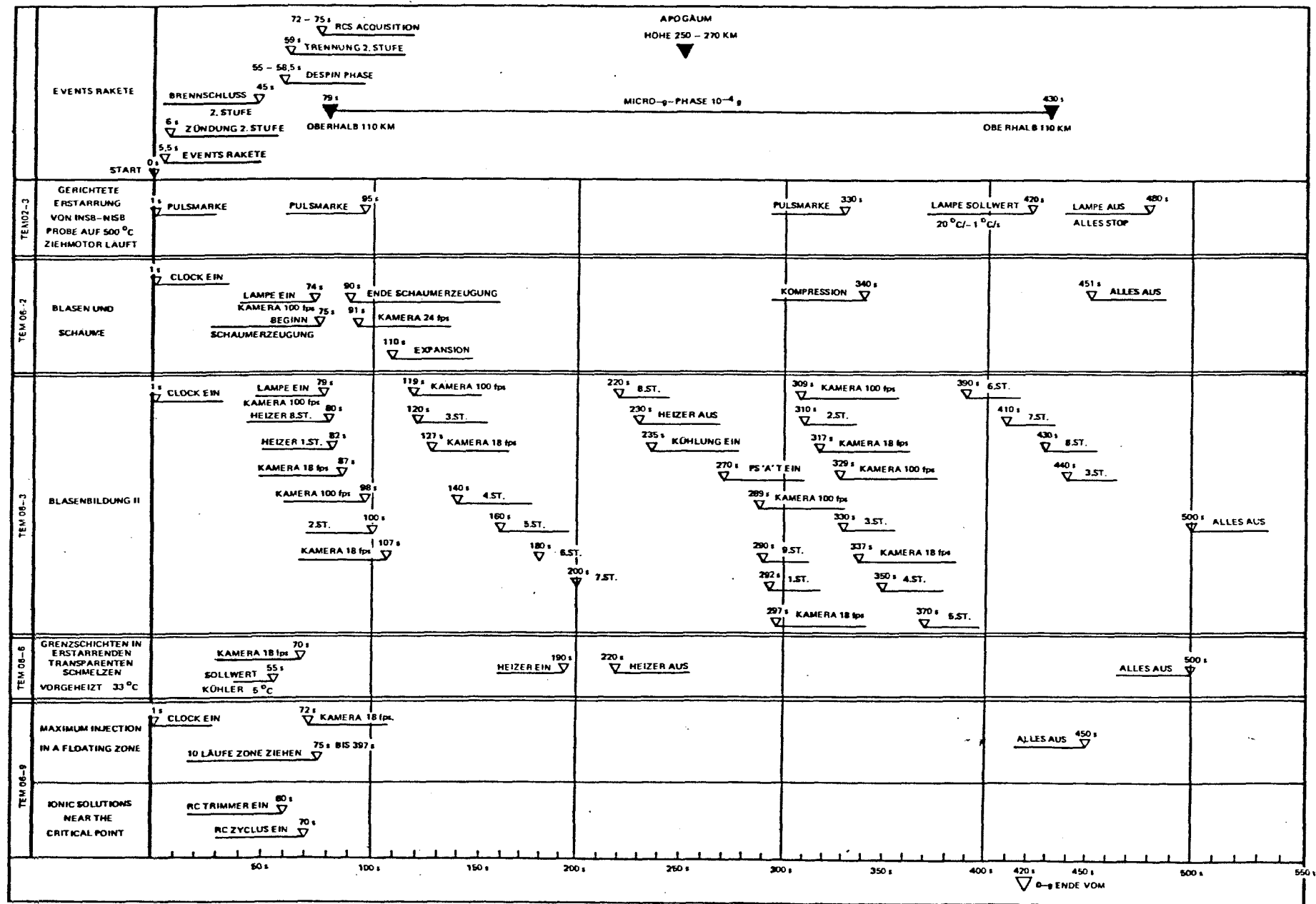


Fig. 8. Relación de sucesos ocurridos durante el vuelo del TEXUS-10.

no requería preparativos especiales de última hora, no había posibilidad de control durante el vuelo (la secuencia estaba programada), y, aunque sí se había ofrecido la posibilidad de adquisición de datos en tiempo real, se pensó que ello era insuficiente para justificar el desplazamiento a Kiruna. Posteriormente se ha comprobado que la ausencia de los experimentadores no estaba prevista por los organizadores (no había ocurrido antes), lo que ha ocasionado un retraso de cinco meses en la obtención de los datos de vuelo.

En la Fig. 9 se recogen los datos transmitidos a tierra durante el desarrollo del experimento. De ellos se deduce que en ningún momento hubo desplazamiento del disco de inyección, debido a una sobrepresión excesiva en el depósito de líquido que el motor no fue capaz de vencer. Como se observa en los gráficos, dicha sobrepresión existía ya antes del lanzamiento, probablemente debida a un aumento anormal de la temperatura y su efecto sobre la diferente dilatación del líquido y el depósito.

Parece ser que hubo dos causas para este sobrecalentamiento. Por una parte, durante el lanzamiento se calienta toda el cohete para que funcione bien el propulsante y ese día era anormalmente cálido y se calentó demasiado (la cantidad de calor es fija). Por otra parte, se introdujeron cambios de última hora en el experimento adyacente al nuestro; se amplió a una hora antes del lanzamiento el encendido de precalentamiento de un horno que estaba a uno centímetros de la LCC.

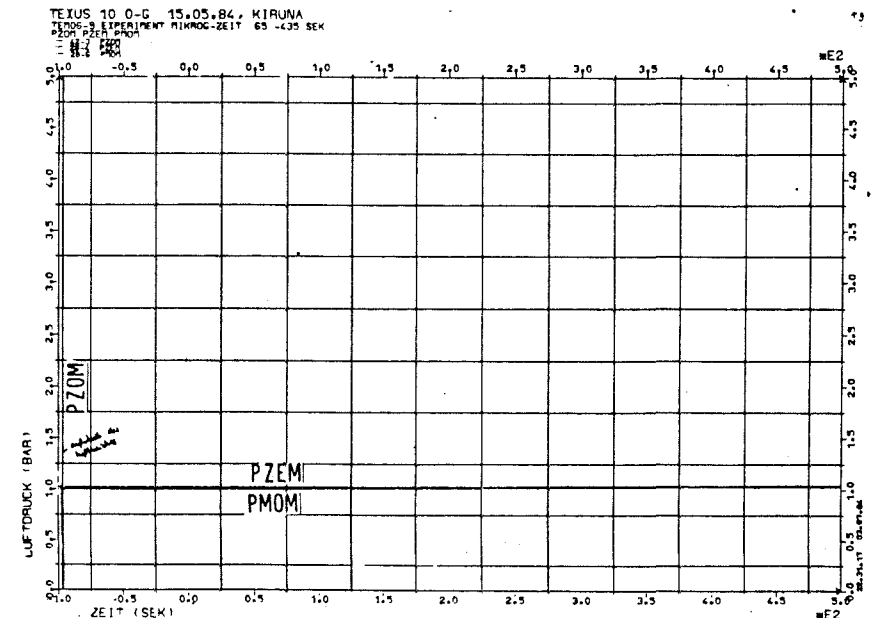
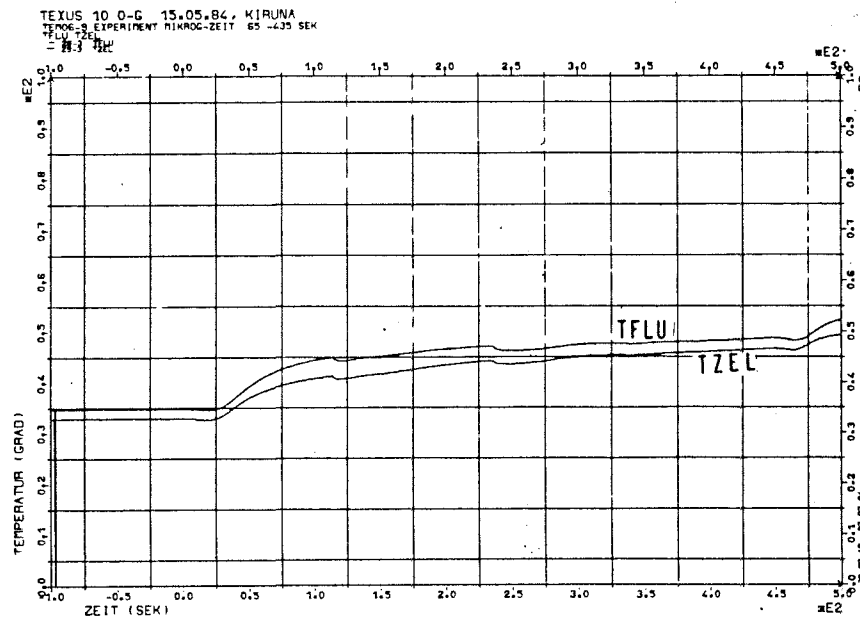
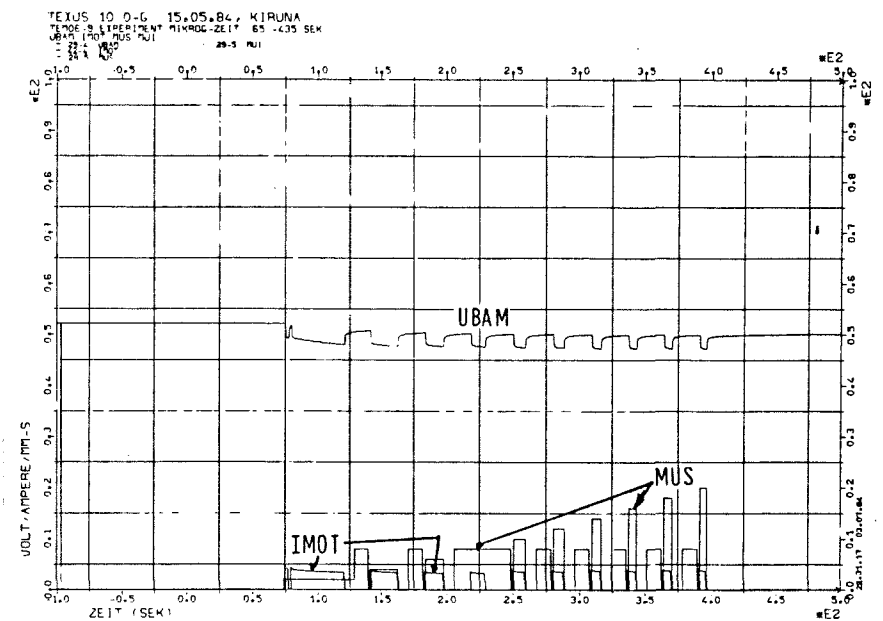
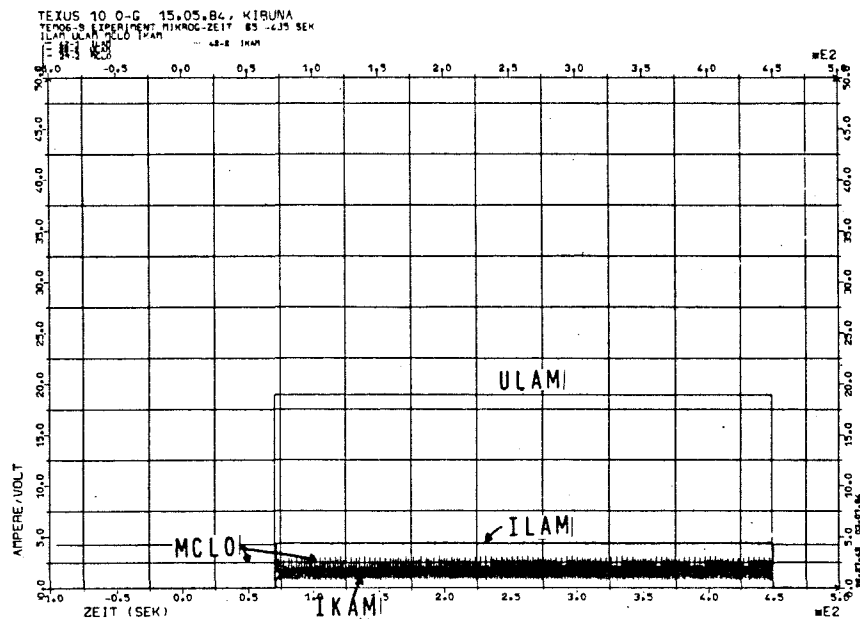


Fig. 9. Gráfico de las señales transmitidas durante el experimento en vuelo en el cohete TEXUS-10.

a) ULAM=voltaje lámpara, ILAM=intensidad lámpara, IKAM=intensidad cámara, MCLO=reloj, UBAM=voltaje batería, IMOT=intensidad motor, MUS=velocidad seleccionada, MUI=velocidad actual (=0), TFLU=temperatura depósito, TZEL=temperatura cámara de ensayos, PZEM=presión cámara de ensayos, PMOM=presión motor, PZOM=presión depósito (fuera de rango).

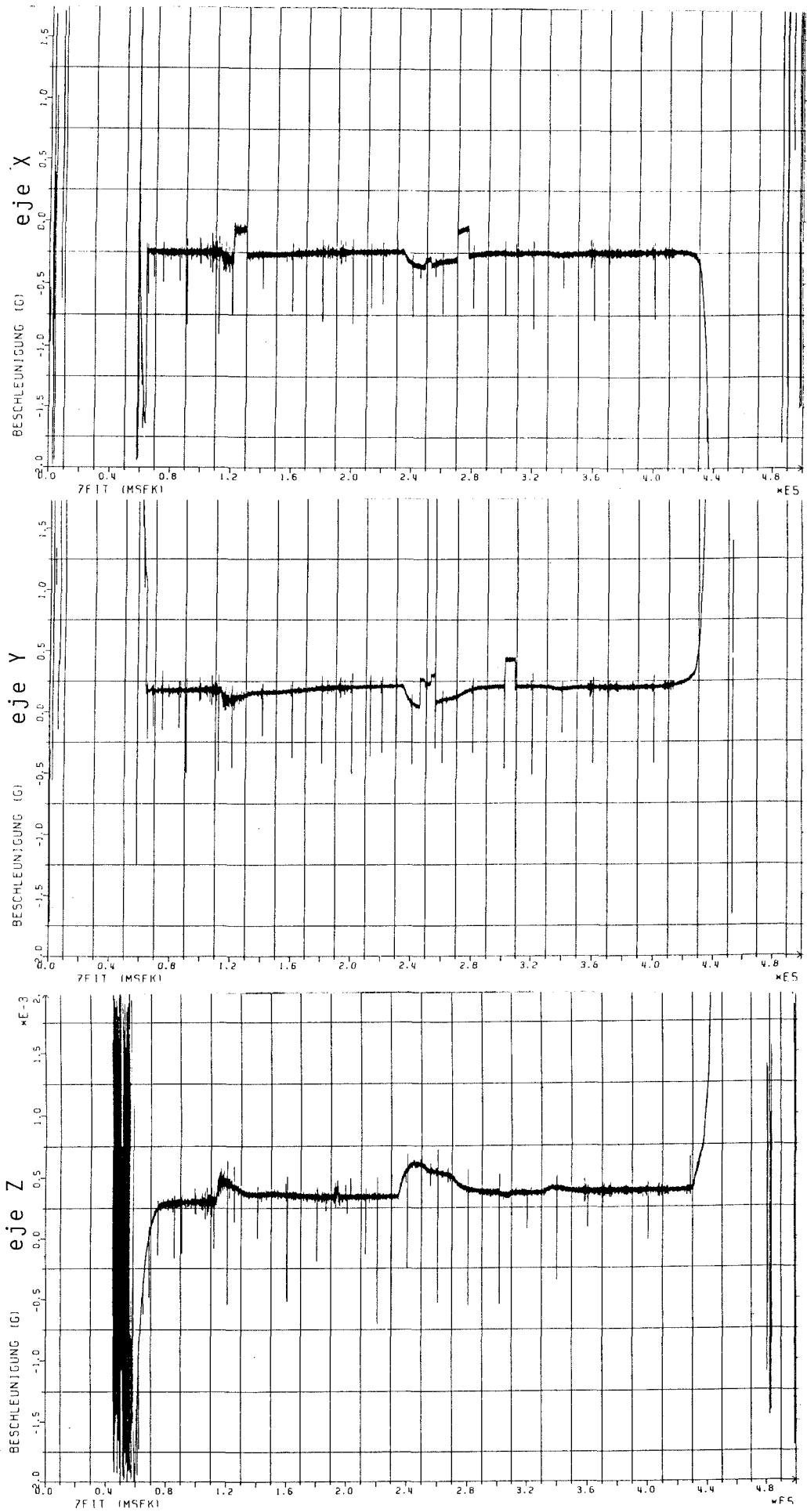


Fig. 9b. Aceleraciones en cada uno de los tres ejes durante el vuelo del TEXUS-10, en función del tiempo.

La válvula fuelle prevista para este (ver Tabla 4) caso fue incapaz de compensar toda la dilatación y ello produjo el fallo. Por tanto, sólo se tienen datos del funcionamiento del resto del aparato (lámparas, visualización, película, adquisición de datos, etc) y las consecuencias que de ello se derivan se han apuntado ya en la Tabla 4.

4.6. PREPARACION DE LA CAMPAÑA TEXUS-11/12.

Con el fin de no dar lugar a ningún tipo de interferencia en la resolución del problema de las sobrepresiones no se van a introducir las modificaciones que se pensaba para perfeccionar la actual LCC. En particular, se aplaza hasta que se disponga de resultados, la mejora en el sistema de visualización (luz paralela, rendija de luz lateral, adición de trazadores, etc).

No obstante, el trabajo de preparación del próximo vuelo es importante: reuniones de actualización, ensayos de referencia, nuevas calibraciones y ajustes ópticos, sustitución de partes perecederas, preparación de los nuevos líquidos, etc.

Apéndice 1: PROPUESTA ORIGINAL DE EXPERIMENTO EN EL TEXUS

QUESTIONNAIRE

EXPERIMENT TITLE : MAXIMUM INJECTION RATE IN A FLOATING ZONE

PRINCIPAL INVESTIGATOR(S) : J. MARTINEZ & A. SANZ

ADDRESS : E.T.S.I. Aeronáuticos
Ciudad Universitaria
E-MADRID-3

Telephone No : 244 47 00

Telex No : 23780 upmad e

FAX No : NO

1. GENERAL INFORMATION - OBJECTIVE

Describe the objectives of your experiment proposal in the context of your overall research work.

This is a side work on floating zone management. Main experiments are scheduled for Spacelab 1 and follow-on missions, and deal with floating zone stability and hydrodynamics. It was realised during ground tests that maximum allowable injection speed was perhaps underestimated when designing the Fluid Physics Module, and that valuable time would be saved in future Spacelab experiments if a better knowledge of the injection process could be obtained.

II. SOUNDING ROCKET RELEVANCE

Analyse shortly the SR relevance of your proposal
(~6 min. of microgravity conditions $\sim 10^{-4}$ g)

Being just a small automatic sequence of fillings and removals with main interest on global behaviour, its ideally suited to be flown on a sounding rocket as a preliminary stage for more complex, interactive, Spacelab experiments.

III. EXPERIMENT PERFORMANCE

Describe the way you would like to perform your experiment (e.g. heating curve, measurement concept, observation concept, etc..).

Images of the liquid floating zone (at some 8 fps) is all that is required. Several runs of filling and removal would take place at increasing speed until breakage of the zone.

Apéndice 2: CARTA DE ACEPTACION Y CALENDARIO DEL EXPERIMENTO



European space agency
agence spatiale européenne

STS/MG/UH/AG/6307

16 June 1983

Dr. I. Martinez
CIUDAD UNIVERSITARIA
E.T.S.I. AERONAUTICOS
E MADRID 3

Dear Mr. Martinez,,

During the session of 31 May/1 June 1983, the Spacelab Programme Board, which is the delegate body for the ESA Microgravity Programme, has accepted your sounding rocket experiment proposal:

" MAXIMUM INJECTION RATE IN A FLOATING ZONE"

to be a flight experiment on the TEXUS 9/10 mission, actually planned for end April/early May 1984.

As you may know, the schedule for a typical sounding rocket project is about 10 to 12 months, which represents a very short time for a selected experimenter. As of today, the schedule for the preparation of your experiment is as follows:

1. Early September 1983: Design freeze of the experiment cell (Bremen) or MADRID)
2. December 1983: Test and checkout of the experiment cell with the TEM 05-Module (Bremen)
3. February 1984 : Flight Readiness Review (Cologne)
5. End April/early May 1984: Launch campaign in Kiruna, Sweden.

Please make sure that you can attend these meetings. I wish you all success for your experiment.

Yours sincerely,

A handwritten signature in dark ink, appearing to read 'U. HUTH'.

U. HUTH

Apéndice 3: **EMPLAZAMIENTO Y DETALLES DE LA LCC EN EL COHETE
TEXUS-10**

VORWORT

zum Flight-Implementation-Plan/Experiment-Interface-Specification

Dieses Dokument ist eine Zusammenstellung der Experimentanforderungen an die Experimentiergeräte und eine Beschreibung der entwickelten Geräte. Er soll einen Überblick über den bisherigen Ablauf der Experimente, deren Änderungen und die erzielten Testergebnisse sowie über den Stand der Experimentiermodule selbst geben.

Das Dokument beschreibt in den Kapiteln I - V die Module der experimentellen Nutzlast Texus 9 und in den Kapiteln VI - X die Module der Nutzlast Texus 10 und führt jeweils die wichtigsten Tests und die zur Beurteilung interessierenden Ergebnisse auf.

Die Informationen zur Erstellung dieses Dokumentes stammen aus verschiedenen Informationen der Experimentatoren und den Testergebnissen der Module samt Experimenten von ERNO.

Auf den folgenden Seiten wird eine Zusammenfassung aller in den Modulen vorgeesehenen Ereignisse, wie sie sich aus den einzelnen Timerprofilen ableiten, gegeben.

Die Nutzlast TEXUS 9 besteht aus 5 Experimentmodulen. TEXUS 10 enthält 5 deutsche Experimentmodule und einen schwedischen Modul.

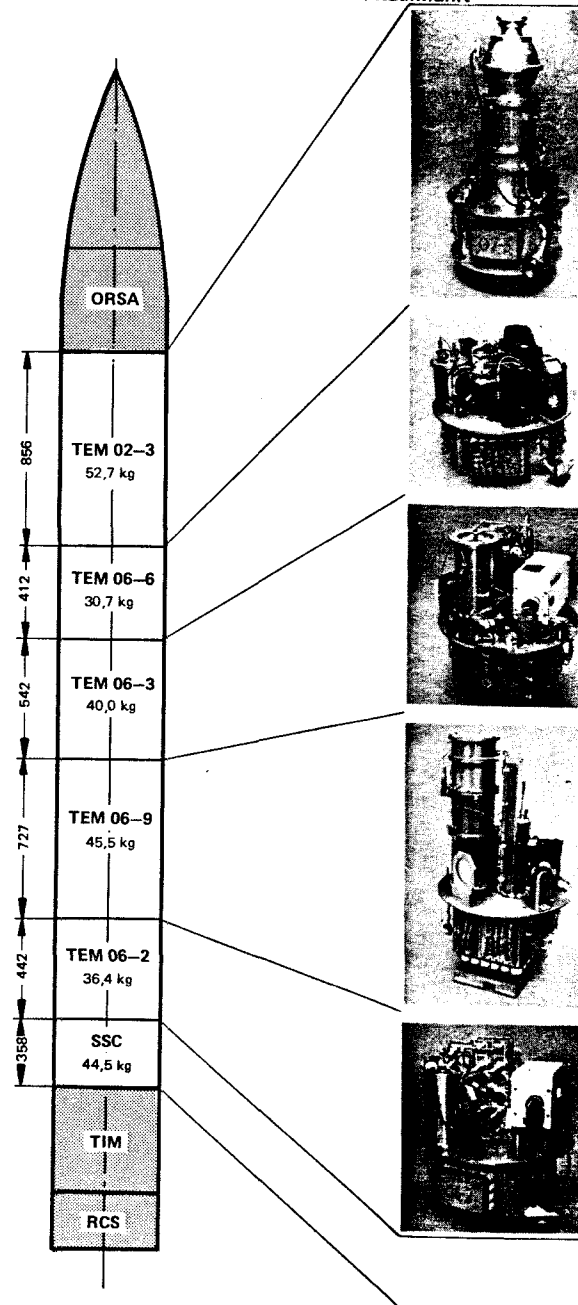


Abb. 2: Die Nutzlast TEXUS 10

- GERICHTE ERSTARRUNG DES INSB-NISB-EUTEKTIKUMS
UNI ERLANGEN
- GRENZSCHICHTEN IN ERSTARENDE TRANSPARENTEN SCHMELZEN
RWTH AACHEN
- BLASENBILDUNG II
TU MÜNCHEN
- MAXIMUM INJECTION RATE IN A FLOATING ZONE
UNI MADRID
- IONIC SOLUTION NEAR THE CRITICAL POINT
CERL LEATHER HEAD
- BLASEN UND SCHÄUME
FRAUNHOFER INSTITUT STUTTGART
- SCHWEDISCHE EXPERIMENTE
- ESA EXPERIMENTE

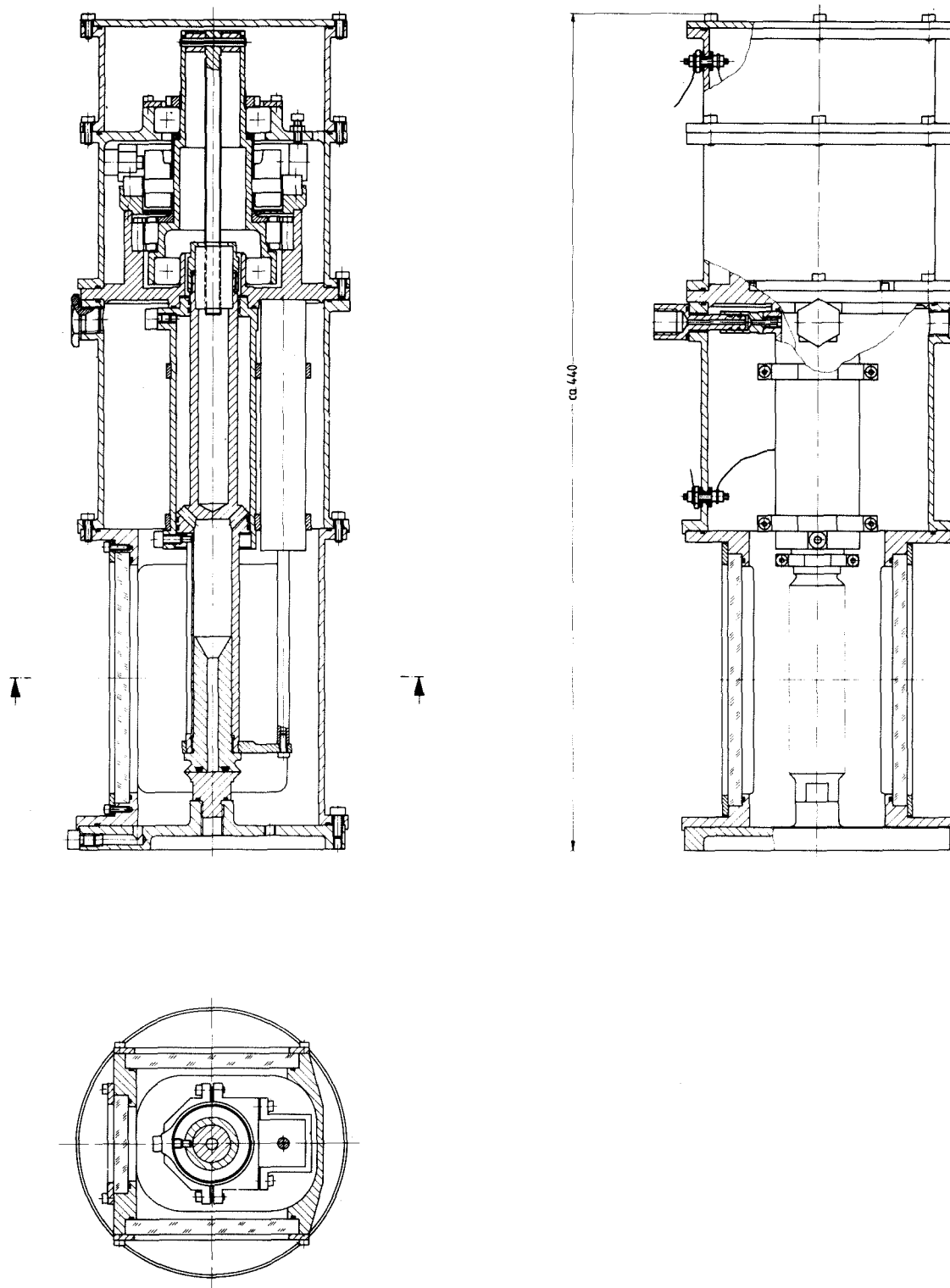


Abb. X.1-2: Die Zelle zum Experiment "Maximum Injection Rate"

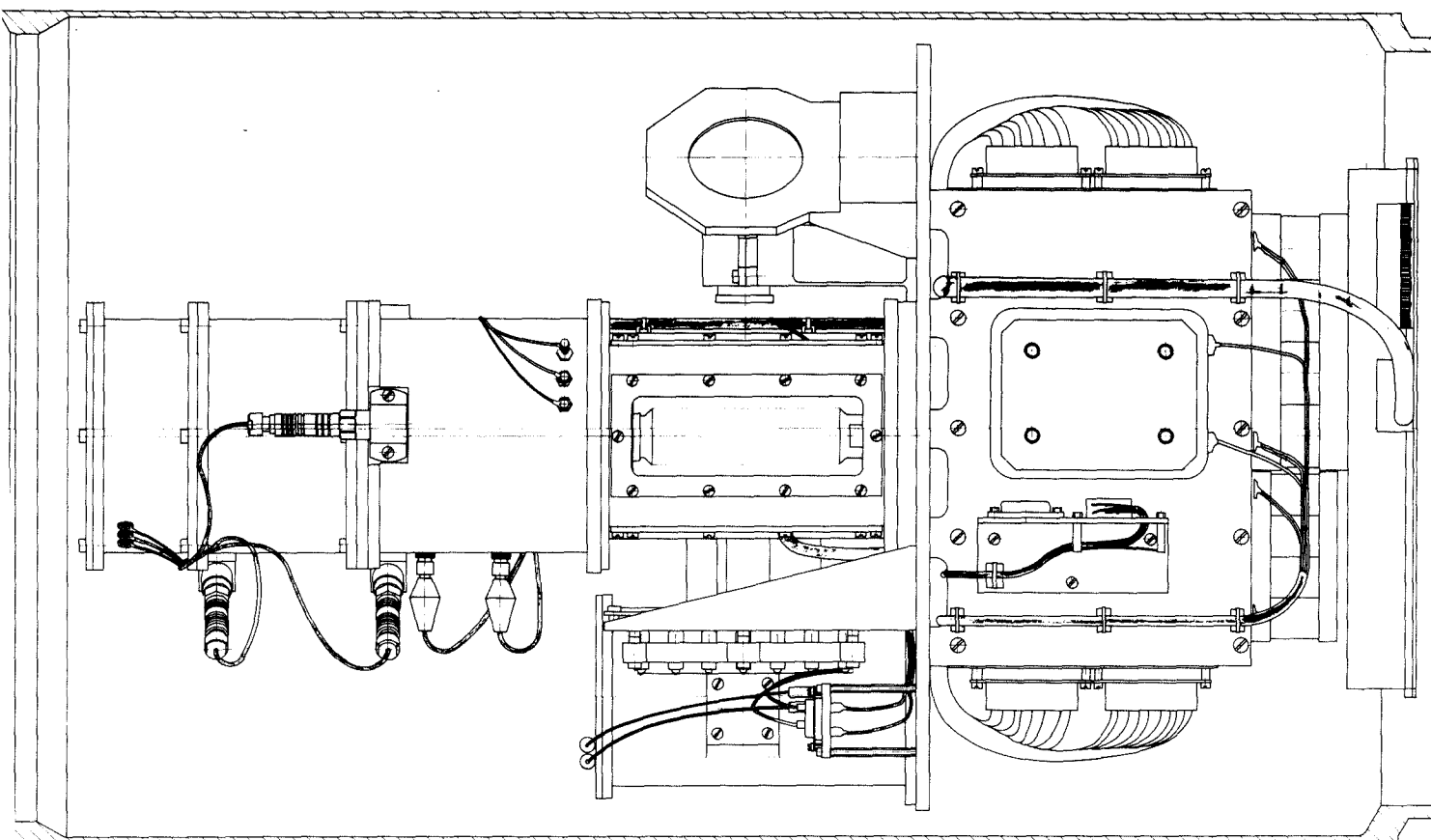
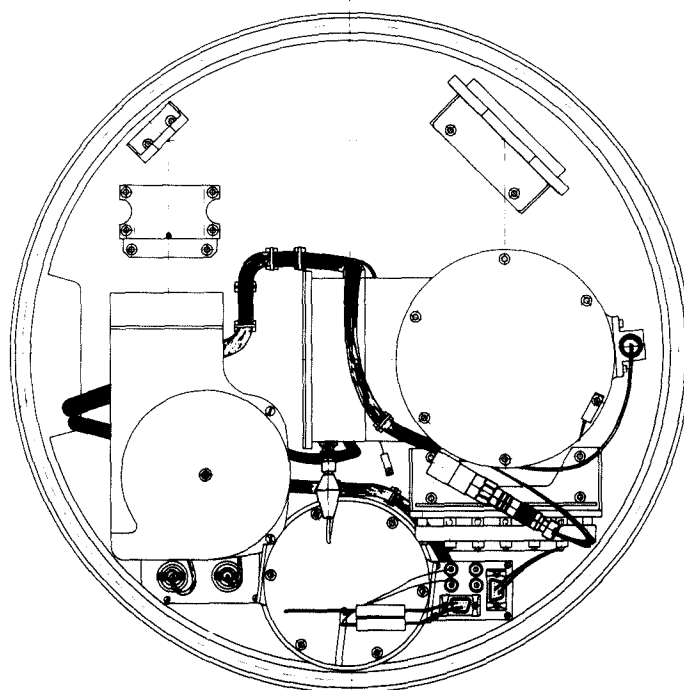


Abb. X.1-3: Der Modul TEM06-9

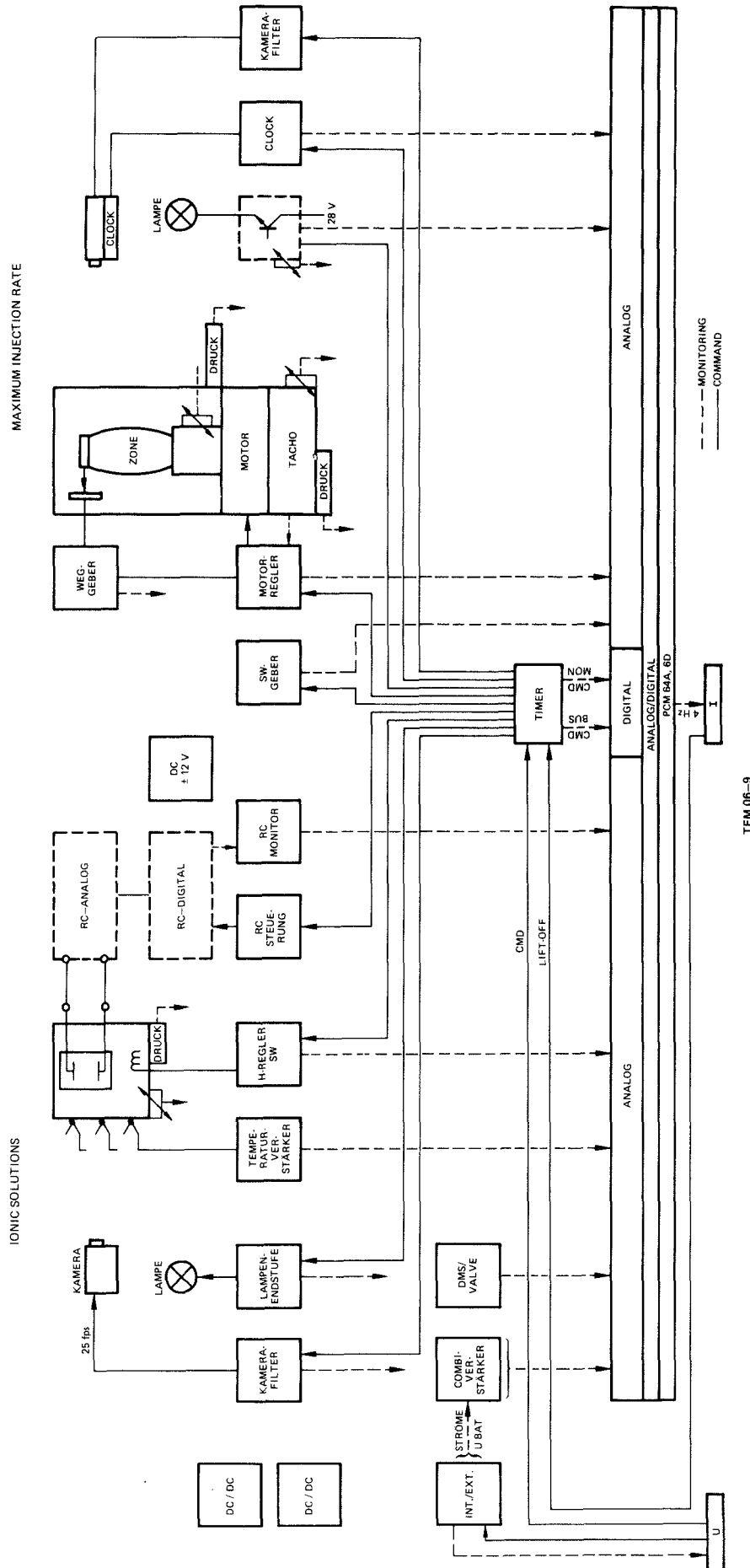
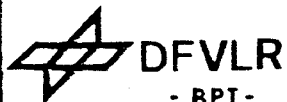


Abb. X.1-4: Blockschaltbild des Moduls TEM06-9

Apéndice 4: **CALENDARIO GENERAL DE ACTIVIDADES EN LA CAMPAÑA**
TEXUS-10

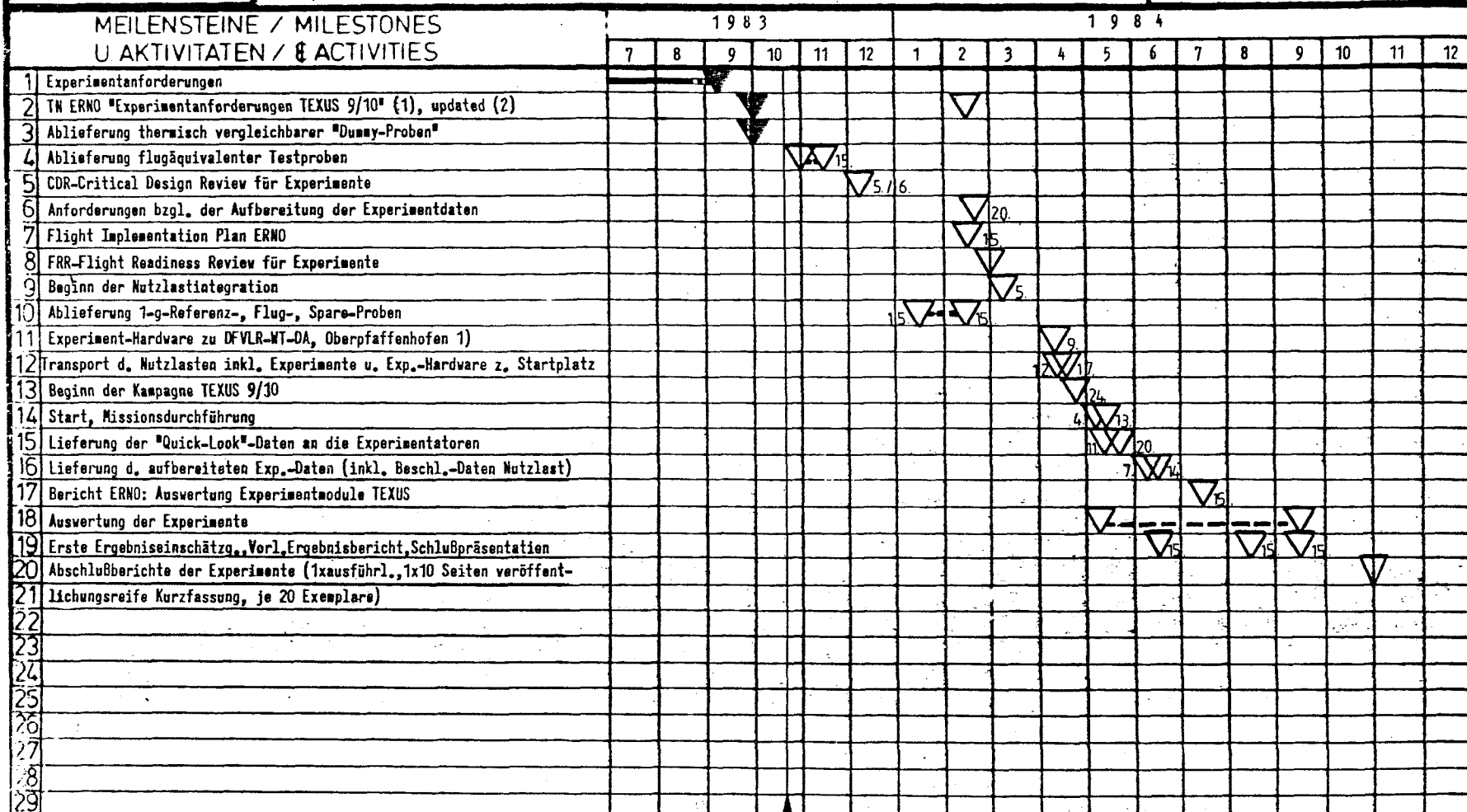


MEILENSTEINPLAN / MILESTONE SCHEDULE

EXPERIMENTE /
EXPERIMENTS

STICHTAG 19. 10. 1983
STATUS AS OF

PROJEKT / PROJECT TEXUS 9/10



BEMERKUNGEN / NOTES 1) gilt nur für die auf der Range erforderliche Hardware der Experimentatoren, Zoll vorabgefertigt beim Experimentator!

**Apéndice 5: CARTA DE ACEPTACION DE REPETICION DE VUELO PARA
EL TEXUS-10**



europaean space agency
agence spatiale européenne

STS/MG/HW/AG/8939

8 October 1984

Prof. I. Martinez
E.T.S.I. Aeronauticos
Ciudad Universitaria
E Madrid 3

Dear Professor Martinez,

Following our telephone conversation today I want to inform you officially that your experiment "Maximum injection rate in a floating zone" has been selected to be flown again in spring 1985 in the TEXUS XI/XII programme.

At the final presentation of TEXUS IX/X, held at Porz-Wahn last week, the reasons for the technical failure of your experiment were discussed. The analysis by ERNO indicated that the cylinder for fluid injection could not be operated because the overall temperature in the launch tower was too high; as a consequence the oil pressure in the oil reservoir was too high so that the servo-mechanism could not be operated.

We shall try to make arrangements to get the experiment cell you had asked for to your laboratory; another possibility would be that you would do your testing at ERNO in Bremen. Dr. Clancy will contact you about this.

Yours sincerely,

A handwritten signature in dark ink, appearing to read 'H.U. Walter'.

H.U. WALTER
Microgravity Office

**5. EXPRESIONES ANALITICAS PARA LOS LIMITES DE ESTABILIDAD
DE COLUMNAS LIQUIDAS ENTRE DICOS DESIGUALES.**

5. EXPRESIONES ANALITICAS PARA LOS LIMITES DE ESTABILIDAD DE COLUMNAS LIQUIDAS ENTRE DICOS DESIGUALES.

5.1. RESUMEN.

Como consecuencia de la utilización masiva que se viene haciendo de los resultados teóricos que sobre la estabilidad y rotura de columnas líquidas, se hace necesario disponer de expresiones analíticas que permitan a los diversos investigadores manejar con más facilidad dicha información, la cual estaba contenida en diversos diagramas de escasa precisión, o en forma de tablas de utilización poco intuitiva.

El problema se acentuaba cuando se deseaba conocer el comportamiento de columnas líquidas entre discos desiguales en evoluciones en las cuales variaba la relación de diámetros.

Debido a la complejidad de las ecuaciones que gobiernan el estudio de los límites de estabilidad, no existe, en general una solución analítica al problema, por lo que el objetivo de este estudio ha de ser el de obtener expresiones analíticas aproximadas y evaluar su rango de validez. Aunque este rango de aplicación sea pequeño, permite analizar globalmente todas las posibles configuraciones y resulta una valiosísima ayuda a la hora de realizar el análisis numérico detallado, que, muchas veces, llega a resultar innecesario.

En esta línea se enmarca el presente trabajo. En primer lugar,

se revisan las distintas expresiones disponibles en casos particulares, como en el entorno de volúmenes casi cilíndricos y longitudes próximas al equivalente a un diámetro de distancia entre discos. En segundo lugar se recogen los resultados sobre el efecto de una pequeña gravedad axial y discos casi iguales. Por último se estudia, a través de un análisis lineal, la influencia de la longitud de la columna líquida en el término que mide el efecto de la desigualdad de los discos, obteniéndose una expresión para el límite de estabilidad de mínimo volumen, que predice un comportamiento análogo al observado en anteriores estudios numéricos y experimentales.

Este artículo ha sido presentado en el 5^o Symposium Europeo de Ciencia de los Materiales en Microgravedad, recientemente celebrado en Schloss Elmau (República Federal Alemana).

Apêndice: **STABILITY OF LONG LIQUID COLUMNS**

STABILITY OF LONG LIQUID COLUMNS

José Meseguer

Laboratorio de Aerodinámica, E.T.S.I. Aeronáuticos,

Universidad Politécnica, 28040 Madrid, Spain



ABSTRACT

Analytical expressions for minimum volume stability limits of long liquid bridges having cylindrical volume are reviewed and, whenever possible, compared with available numerical results. These expressions show the dependence of stability limits on both the length of the liquid column and the microgravity level. Furthermore, unequal disks effects has been added, and the resulting expression extended to the case of non-cylindrical volume configurations through a linear analysis of interface equilibrium shapes.

KEYWORDS

Floating zone, liquid bridge, stability, microgravity, interfaces.

1. INTRODUCTION

The problem to be treated concerns the stability of long axisymmetric liquid bridges held by surface tension forces between unequal disks and subject to the action of microgravitational forces acting parallel to the liquid bridge axis, as sketched in Figure 1. In the following, lengths are made dimensionless with $R_0 = (R_1 + R_2)/2$ and volumes with R_0^3 . Furthermore, three non-dimensional parameters are introduced: the slenderness $\Lambda = L/(2R_0)$, the ratio of the lower disk radius to the upper disk radius $K = R_1/R_2$ and the static Bond number $B = \rho g R_0^2 / \sigma$, where ρ is the liquid density, g the microgravity acceleration and σ the surface tension.

Equilibrium shapes and stability limits of long liquid bridges has drawn the attention of numerous scientists during the last two decades, mainly in the

case of equal disks and no gravity field (Refs. 1 - 6). After, the effects of gravity forces was included (Refs. 7 - 14) and lately the influence of unequal disks has been also considered (Refs. 15 - 17). Most of these studies have been performed numerically, so that information on stability limits is mainly available as numerical or graphical information. However, some particular liquid bridge configurations have been analytically studied through simplified models and in such cases useful, although limited in range, analytical expressions for stability limits have been obtained.

In this paper a mathematical expression that gives the minimum volume stability limit of liquid bridges between unequal disks is presented. This expression is only valid for long liquid columns ($\Lambda \sim \pi$), small Bond numbers ($B \sim 0$) and almost equal disks ($K \sim 1$). However, in spite of these limitations, such a closed expression synthesizes in a simple formula information which otherwise would require a high number of tables and/or graphs.

2. MINIMUM VOLUME STABILITY LIMITS

It is well known that for each disk separation there is a minimum volume of liquid for which a stable liquid bridge can be formed. The stability diagram of liquid bridges with $B = 0$, $K = 1$ can be found in Ref. 5. Some attempts have been made to calculate an analytical expression for the curve $V(\Lambda)$ bounding the stability region at slendernesses close to $\Lambda = \pi$, for instance, the following expression was obtained in Ref. 13:

$$V = 2\Lambda(2\Lambda - \pi). \quad (1)$$

In Figure 2 minimum volume stability limits, numerically calculated in Ref. 5, are compared with those given by eq. (1). As it can be observed, if errors up to 6% are allowed, the validity range of eq. (1) extends up to $\Lambda = 2.7$.

The basic configuration described above can be perturbed by considering the effects of Bond number. The variation with B of the maximum stable slenderness of cylindrical volume liquid bridges was numerically studied in Refs. 8, 12,

and the following equation for such limit was calculated in Ref. 11:

$$\Lambda = \pi[1 - (3/2)^{4/3}B^{2/3}]. \quad (2)$$

This expression has been generalized in Ref. 13 to the case of almost cylindrical liquid bridges, and the minimum volume stability limit now results

$$V = 2\Lambda(2\Lambda - \pi) + 6(3/2)^{4/3}\pi\Lambda B^{2/3}, \quad (3)$$

which can be directly obtained by adding eqs. (1) and (2). According to eq. (3), if Λ is kept constant, the volume should be increased with the Bond number to keep a stable liquid bridge. Therefore, the Bond number, either positive or negative, shifts upwards the minimum volume limit (we assume B to be positive when it has the sense indicated in Figure 1). In Figure 3 analytical results given by eq. (3) are compared with numerical from Ref. 14. Obviously, eq. (3) becomes worse as the slenderness decreases and Bond number increases, in such a way that, within the error range already stated, eq. (3) provides accurate results up to $\Lambda \sim 2.7$ and $|B| \sim 0.01$.

The following effect to be considered is the difference in disk diameters ($K \neq 1$). Martínez numerically calculated in Ref. 15 the influence of K on the minimum volume stability limit in the case $B = 0$, and an analytical expression for the stability limit of liquid bridges between unequal disks having "cylindrical" volume ($V = 2\pi\Lambda$) has been obtained in Ref. 16:

$$\Lambda = \pi\{1 - (3/2)^{4/3}[H/(2\pi)]^{2/3}\}, \quad (4)$$

where $H = (1 - K^2)/(1 + K^2)$ is related to boundary conditions: $R^2(\pm\Lambda) = 1 \pm H$. Eq. (4) indicates that both unequal disks and Bond number effects are similar. In consequence, in the case $K \neq 1$, $B \neq 0$ the stability limit becomes (Ref. 16)

$$\Lambda = \pi\{1 - (3/2)^{4/3}[B - H/(2\pi)]^{2/3}\}, \quad (5)$$

and the minimum volume limit now results

$$V = 2\Lambda(2\Lambda - \pi) + 6(3/2)^{4/3}\pi\Lambda(B - B_c)^{2/3}, \quad (6)$$

where, in the case of cylindrical volume, $B_c = H/(2\pi)$.

Two main conclusions can be derived from eq. (6). Although both H and B increase the minimum volume limit separately, both effects added together can

cancel or, in other words, each one of these effects can be a stabilizer for the remaining one. The second conclusion is that there is an absolute minimum volume limit which is reached when $B = B_c$ and it is the same no matter the value of K .

The behaviour of liquid bridges between unequal disks of $K = 0.9$ and 0.8 , subject to small gravity forces has been numerically analyzed in Ref. 17 for a wide range of slendernesses and liquid bridge volumes. Results in that paper show that there is an absolute minimum volume stability limit, indeed (the curves $V(\Lambda, K, B_c)$ being almost the same, at least for the considered values of K)

On the other hand, numerical results indicate that the approximation $B_c = H/(2\pi)$ is only valid close to $\Lambda = \pi$ (B_c grows as Λ decreases). An important feature of the behaviour of liquid bridges suggested in Ref. 17 is that the neck of stable equilibrium interface shapes is placed just in the middle of the liquid bridge when $B = B_c$, which provides a criterion to evaluate the dependence of B_c on Λ .

Let $S(z) = R^2(z)$ be the variable measuring the interface shape. If the interface is assumed to be almost cylindrical, $S(z)$ can be rewritten as $S = 1 + s$, $s \ll 1$. Under such hypothesis the linearized differential equation governing the equilibrium interface shapes becomes:

$$s_{zz} + s = p + 2Bz \quad (7)$$

where p is a constant related to the origin of pressures. Boundary conditions are

$$S(\pm\Lambda) = 1 \pm H, \quad V = \pi \int_{-\Lambda}^{\Lambda} S dz, \quad (8)$$

that is

$$s(\pm\Lambda) = \pm H, \quad V - 2\pi\Lambda = \pi \int_{-\Lambda}^{\Lambda} s dz, \quad (9)$$

The solution of eq. (7) with boundary conditions (9) yields

$$S = 1 + \left(\frac{V}{2\pi} - \Lambda \right) \frac{\cos z - \cos \Lambda}{\sin \Lambda - \Lambda \cos \Lambda} + 2Bz + (H - 2B\Lambda) \frac{\sin z}{\sin \Lambda}. \quad (10)$$

Then, if we assume that the neck is placed in the middle when $B = B_c$, it will be $S_z|_{z=0}=0$, yielding

$$B_c = H/(2\Lambda - 2\sin\Lambda). \quad (11)$$

Values of H/B_c numerically calculated in Ref. 17 are compared with eq. (11) in Figure 4. As it can be observed, when $K \geq 0.8$ (and presumably for lower values of K) eq. (11) provides a good approximation for H/B_c , the difference between numerical and analytical results being of the order of 10% at $\Lambda = 2.7$.

In consequence, the minimum volume stability limit results

$$V = 2\Lambda(2\Lambda - \pi) + 6(3/2)^{4/3}\pi\Lambda[B - H/(2\Lambda - 2\sin\Lambda)]^{2/3}. \quad (12)$$

3. CONCLUSIONS

An expression for the minimum volume stability limit of slender axisymmetric liquid bridges including both Bond number and unequal disk effects has been calculated. The validity range of such an expression, eq. (12), extends from $2.7 \leq \Lambda \leq \pi$, $|B| \leq 0.01$ and $0.8 \leq K \leq 1$, although concerning the lower bound of K an additional numerical effort is required to provide a more precise bound. Finally, it should be pointed out that results here obtained suggest an easy way to experimentally check the curve H/B_c . That is, assume a liquid bridge subject to a time-variable gravity force (such a gravity field can be easily obtained by using the neutral buoyancy technique (Ref. 14)). As B varies the liquid bridge neck moves along the liquid column as indicated in Figure 5, which has been plotted assuming the liquid bridge interface is given by eq. (10). The point of maximum slope is reached at $B = B_c$, when the neck is just in the middle of the liquid column.

REFERENCES

1. HAYNES, J.M. 1970 Stability of a fluid cylinder. *J. Colloid Interface Sci.* 32, 652-654.
2. ERLE, M.A., GILLETTE, R.D. & DYSON, D.C. 1970 Stability of interfaces of revolution with constant surface tension. The case of catenoid. *Chem. Engng. J.* 1, 97-109.
3. GILLETTE, R.D. & DYSON, R.C. 1971 Stability of fluid interfaces of revolution between equal solid circular plates. *Chem. Engng. J.* 2, 44-54.
4. MARTINEZ, I. 1976 Floating zone under reduced gravity. Axisymmetric equilibrium shapes. In *Material Sciences in Space ESA SP-114*, 277-282.
5. DA RIVA, I. & MARTINEZ, I. 1979 Floating zone stability (Exp. 1-ES-331). In *Material Sciences in Space ESA SP-142*, 67-73.
6. MESEGUER, J. 1983 The breaking of axisymmetric slender liquid bridges. *J. Fluid Mech.* 130, 123-151.
7. CORIELL, S.R. & CORDES, M.R. 1977 Theory of molten zones shape and stability. *J. Crystal Growth* 42, 466-472.
8. CORIELL, S.R., HARDY, S.C. & CORDES, M.R. 1977 Stability of liquid zones. *J. Colloid Interface Sci.* 60, 126-136.
9. BOUCHER, E.A. & EVANS, M.J.B. 1980 Properties of fluid bridges between solids in a gravitational field. *J. Colloid Interface Sci.* 75, 409-418.
10. UNGAR, L.H. & BROWN, R.A. 1982 The dependence of the shape and stability of captive rotating drops on multiple parameters. *Phil. Trans. R. Soc. Lond.* A306, 347-370.
11. VEGA, J.M. & PERALES, J.M. 1983 Almost cylindrical isorotating liquid bridges for small Bond numbers, in *Materials Sciences under Microgravity ESA SP-191*, 247-252.
12. MESEGUER, J. 1983 The influence of axial microgravity on the breakage of axisymmetric slender liquid bridges. *J. Crystal Growth.* 62, 577-586.
13. RIVAS, D. & MESEGUER, J. 1984 One-dimensional, self-similar solution of the dynamics of axisymmetric slender liquid bridges. *J. Fluid Mech.* 138, 417-429.
14. MESEGUER, J. & SANZ, A. 1984 Numerical and experimental study of the dynamics of axisymmetric slender liquid bridges. *J. Fluid Mech.* In the press.
15. MARTINEZ, I. 1983 Stability of axisymmetric liquid bridges, in *Material Sciences under Microgravity ESA SP-191*, 267-273.
16. MESEGUER, J. 1984 Stability of slender axisymmetric liquid bridges between unequal disks. *J. Crystal Growth.* 67, 141-143.
17. MESEGUER, J. 1985 The dynamics of axisymmetric slender liquid bridges between unequal disks. *J. Crystal Growth.* Submitted.

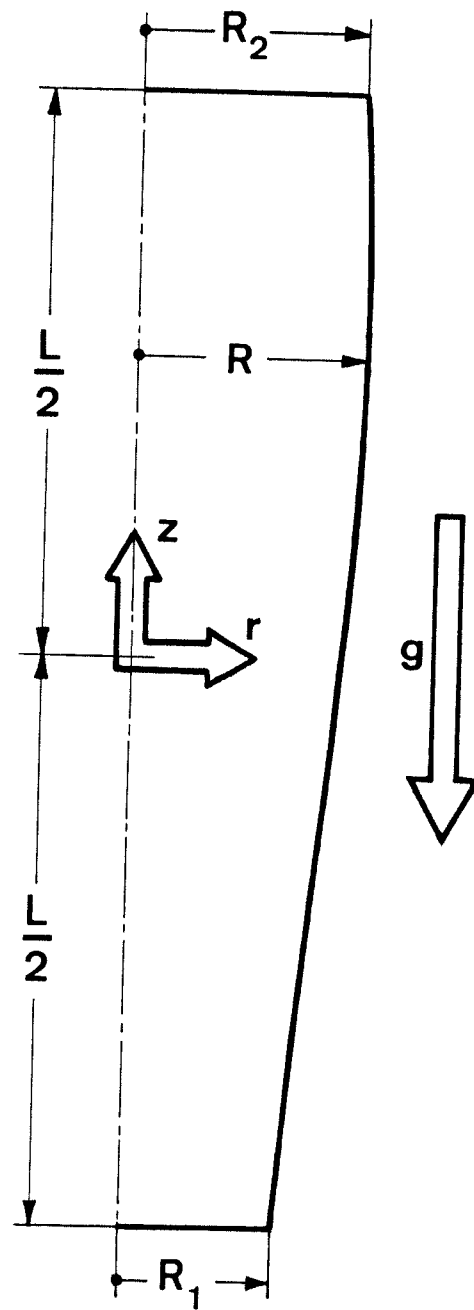


Figure 1. Geometry and coordinate system for the liquid bridge problem.

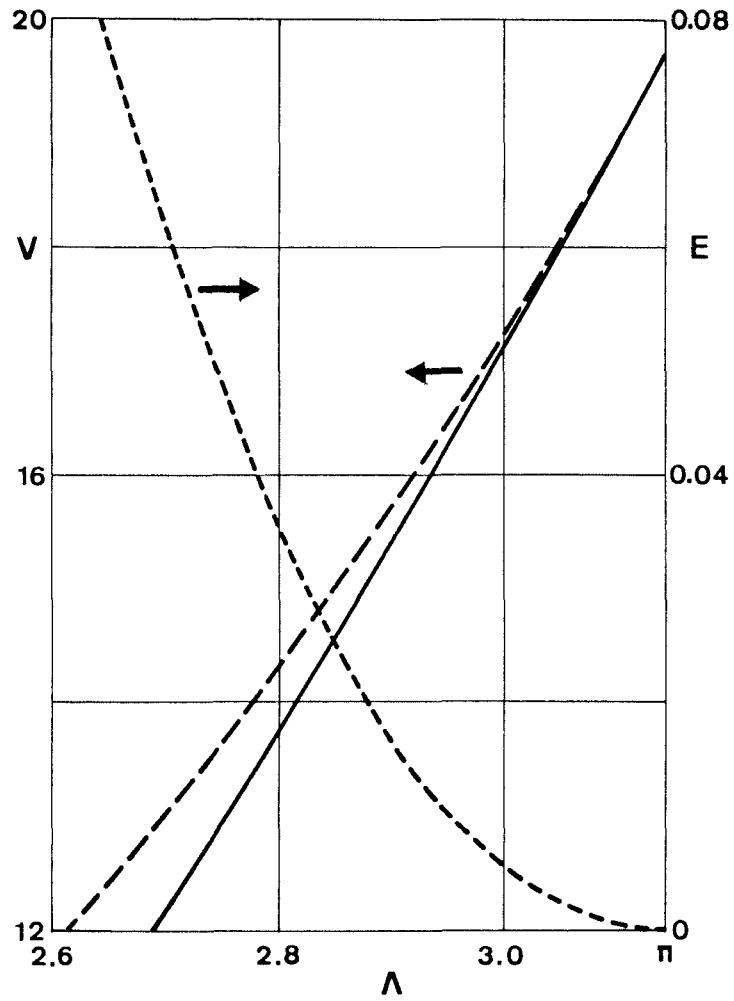


Figure 2. Minimum volume V versus slenderness Λ of liquid bridges between equal disks ($K = 1$) under gravitationless conditions ($B = 0$). Line type indicates analytical (solid line) or numerical results (dashed line). In this plot E is defined as $E = 1 - V_a/V_n$, where the subscripts a and n indicate analytical or numerical results, respectively.

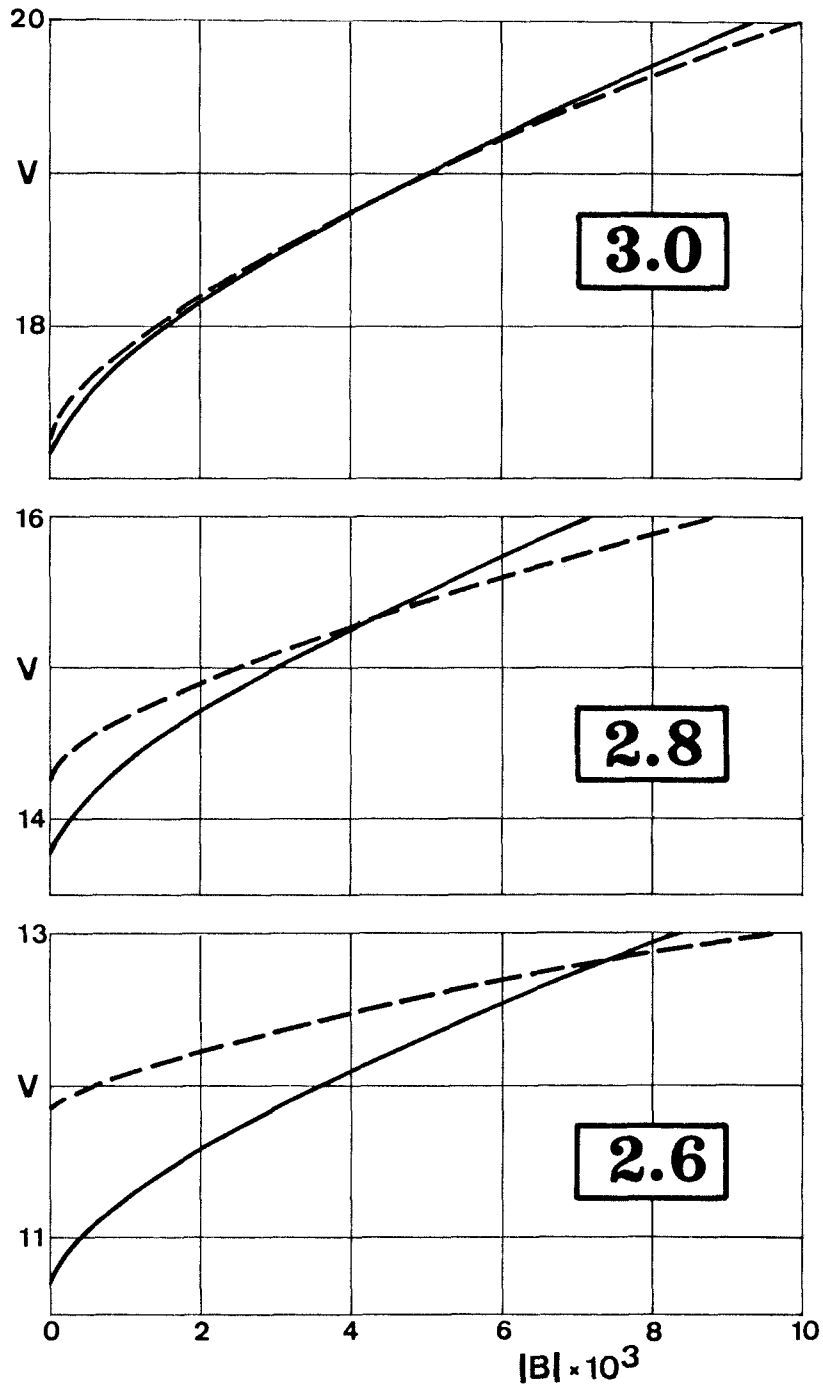


Figure 3. Minimum volume V versus Bond number B of liquid bridges between equal disks ($K = 1$) with slenderness 3.0, 2.8 or 2.6, respectively. Line type indicates analytical (solid line) or numerical results (dashed line).

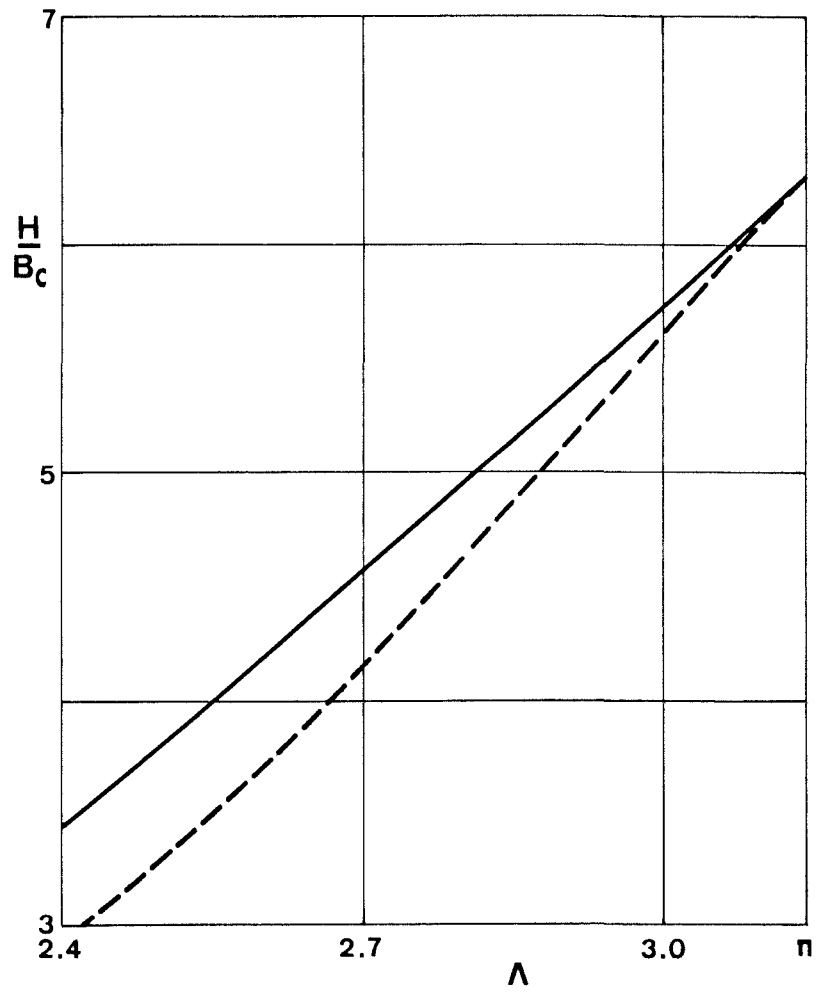


Figure 4. Variation with slenderness Λ of the parameter H/B_c . Line type indicates analytical (solid line) or numerical results (dashed line).

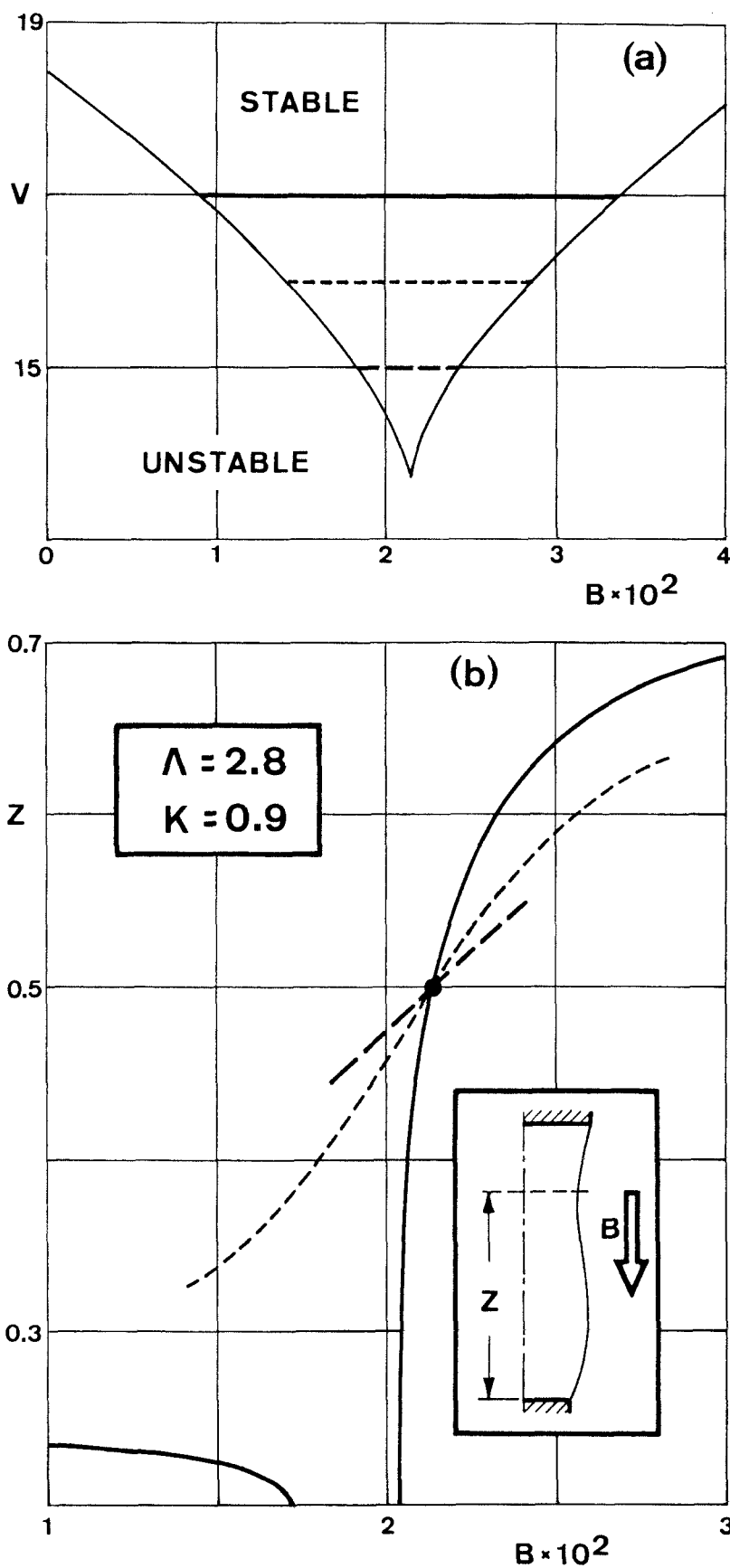


Figure 5. Stability diagram (a) and variation with Bond number B of the position of the neck of the liquid bridge Z (b). Line type in (b) indicates the volume of the liquid bridge as in (a).